

VŠB – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Institut dopravy

**Vývoj v oblasti testování proudových motorů pro
dopravní letouny**

**Development in Testing of Air Transport Aircraft Turbo
Engines**

Student:

Machálek Filip

Vedoucí bakalářské práce:

Ing. Pavol Špirko

Ostrava 2016

Zadání bakalářské práce

Student: **Filip Machálek**
Studijní program: B3712 Technologie letecké dopravy
Studijní obor: 3708R038 Technologie údržby letecké techniky
Téma: **Vývoj v oblasti testování proudových motorů pro dopravní letouny**
Development in Testing of Air Transport Aircraft Turbo Engines

Jazyk vypracování: čeština

Zásady pro vypracování:

1. Seznámit se s vývojem v oblasti proudových motorů po 2. světové válce.
2. Seznámit se s vývojem pohonných jednotek dopravních letounů.
3. Seznámit se vývojem metod testování proudových motorů.
4. Zpracovat historický vývoj a přehled metod pro testování proudových motorů včetně předpokládaného vývoje v nejbližší budoucnosti.

Seznam doporučené odborné literatury:

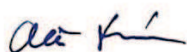
Kocáb J., Adamec J.: Letadlové motory
Ott A.: Pohon letadel
M. Kousal: Spalovací turbíny
Učební texty dle předpisu JAR-66: Studijní modul 15 - Turbínový motor
Ostatní veřejně dostupné zdroje

Formální náležitosti a rozsah bakalářské práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí bakalářské práce: **Ing. Pavol Špirko**

Datum zadání: 11.12.2015

Datum odevzdání: 16.05.2016



doc. Ing. Aleš Slíva, Ph.D.
vedoucí katedry



doc. Ing. Ivo Hlavatý, Ph.D.
děkan fakulty

Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou bakalářskou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě dne 16.5.2016

.....

podpis studenta

Prohlašuji, že

- jsem byl seznámen s tím, že na moji bakalářskou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 – školní dílo.
- beru na vědomí, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě bakalářskou práci užít (§ 35 odst. 3).
- souhlasím s tím, že bakalářská práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího bakalářské práce. Souhlasím s tím, že údaje o kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO.
- bylo sjednáno, že s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona.
- bylo sjednáno, že užít své dílo – bakalářskou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše).
- beru na vědomí, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě dne 16.5.2016

.....
podpis

Jméno a příjmení autora práce: Filip Machálek

Adresa trvalého pobytu autora práce: Hornická 1430/22, 748 01 Hlučín

Poděkování:

Na tomto místě bych velice rád poděkoval celé své rodině a přítelkyni za podporu při mém studiu. Dále bych chtěl poděkovat vedoucímu diplomové práce Ing. Pavolu Špírkovi za vstřícný přístup a věcné připomínky při řešení práce, panu Ing. Vojtěchu Grafovi za velmi přínosnou prohlídku NDT zkušebny v Praze. V neposlední řadě panu Ing. Milanu Hajdukovi, CSc. za pomoc při tvorbě bakalářské práce.

ANOTACE BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

MACHÁLEK FILIP. *Vývoj v oblasti testování proudových motorů pro dopravní letouny*.
Ostrava: VŠB – Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy, 2016,
92 s. Vedoucí práce: Ing. Pavol Špirko

Bakalářská práce se zabývá vývojem a testováním proudových motorů dopravních letounů. Bakalářská práce je rozdělena do čtyř částí. V první části seznamuje s vývojem v oblasti proudových motorů po 2. světové válce. Následující část se zabývá vývojem proudových motorů aplikovaných na dopravních letounech. Následující část pojednává o vývoji metod testování proudových motorů. Závěrečná část se zabývá srovnáním kladených požadavků na proudové motory dnes a v minulosti a její součástí je i závěr.

Klíčová slova:

proudový motor, testování, historie

ANNOTATION OF BACHELOR THESIS

MACHÁLEK FILIP. *Development in Testing of Air Transport Aircraft Turbo Engines*. Ostrava : VŠB – Technical University of Ostrava, Faculty of Mechanical Engineering, Institute of Transport, 2016, 92 s. Thesis head: Ing. Pavol Špirko

This thesis deals with development and testing of jet engine transport aircraft. The thesis is divided into four parts. The first part introduces the development of jet engines after World War 2. The next part deals with the development of jet engines applied to transport aircraft. The second part focuses on the development of methods for testing jet engines. The final part deals with the comparison of requirements imposed on jet engines today and in the past, and it includes a conclusion.

Keywords:

jet engine, testing, history

Obsah

Seznam použitých značek a symbolů	10
0 Úvod	11
1 Vývoj proudových motorů	12
1.1 Historie proudových motorů	13
1.1.1 Rozvoj motorů během 1. světové války	13
1.1.1.1 Rotační motory	14
1.1.1.2 Řadové motory	15
1.1.1.3 Hvězdicové motory	15
1.1.2 Rozvoj motorů během 2. světové války	16
1.1.2.1 Proudový motor.....	16
1.1.3 Rozvoj motorů po 2. světové válce	21
2 Pohonné jednotky dopravních letounů.....	24
2.1 Pístové motory na dopravních letadlech	26
2.2 Proudové motory na dopravních letadlech.....	28
2.2.1 Historie proudových dopravních letadel.....	31
2.2.2 Proudová dopravní letadla v USA.....	34
2.2.3 Proudová doprava v Sovětském svazu	39
2.2.4 Proudová doprava ve Francii.....	40
2.2.5 Dvouproudový motor	42
3 Legislativa a pojmy v letectví	45
3.1 Základní pracovní režimy proudového motoru.....	46
3.1.1 Režim maximální (vzletový)	46
3.1.2 Režim nominální (jmenovitý).....	46
3.1.3 Režim cestovní	46
3.1.4 Režim volnoběžný	46
3.1.5 Ostatní režimy motoru.....	46
3.2 Charakteristika proudových motorů.....	47
3.2.1 Škrťící charakteristika motoru	48
3.2.2 Rychlostní charakteristika motoru.....	49
3.2.3 Výšková charakteristika motoru.....	50
4 Zkoušky proudových motorů	51
4.1 Zkušební proudových motorů	52
4.2 Zkoušky všeobecně (CS-E 600).....	54
4.3 Přepočet a korekce výkonu (CS-E 620)	55

4.4	Tlaková zatížení (CS-E 640)	56
4.5	Vibrační zkouška motoru (CS-E 650)	57
4.6	Tlak a teplota paliva (CS-E 660)	58
4.7	Kontaminované palivo (CS-E 670)	58
4.8	Vlivy náklonu a gyroskopických zatížení (CS-E 680)	58
4.9	Odběr vzduchu z motoru (CS-E 690)	59
4.10	Převýšení provozních podmínek (CS-E 700)	59
4.11	Zkouška zabrzdění rotorů (CS-E 710)	60
4.12	Zkouška trvalého zapalování (CS-E 720)	60
4.13	Kalibrační zkoušky motoru (CS-E 730)	61
4.14	Vytrvalostní zkouška motoru (CS-E 740)	61
4.15	Zkouška zrychlování motoru (CS-E 745)	63
4.16	Zkouška spouštění motoru (CS-E 750)	64
4.17	Zkoušky spouštění při nízké teplotě (CS-E 770)	65
4.18	Zkoušky v podmínkách námrazy (CS-E 780)	66
4.19	Zkouška nasátí deště a krup (CS-E 790)	67
4.20	Zkouška nasátí ptáka a hejna ptáků (CS-E 800)	68
4.20.1	Zkouška nasátí jednoho velkého ptáka	69
4.20.2	Zkouška nasátí hejna ptáků	71
4.21	Porucha lopatky kompresoru a turbíny (CS-E 810)	73
4.22	Maximální překročení otáček motoru (CS-E 830)	77
4.23	Integrita rotoru (CS-E 840)	78
4.24	Hřídele kompresoru, dmychadla a turbíny (CS-E 850)	79
4.25	Překročení teploty rotoru turbíny (CS-E 860)	80
4.26	Zkouška překročení teploty výtokových plynů (CS-E 870)	80
4.27	Zkoušky vstřikování chladiva při vzletu a/nebo při OEI výkonu (CS-E 880) ..	81
4.28	Zkouška reverzačního ústrojí (CS-E 890)	83
4.29	Zkouška opakovaného spuštění motoru za letu (CS-E 910)	87
4.30	Zkouška překročení teploty (CS-E 920)	87
5	Závěr	88
6	Seznam použité literatury	90

Seznam použitých značek a symbolů

A	Plocha vstupního hrdla motoru	(m ²)
c_m	Měrná spotřeba paliva motoru	(kg.hod ⁻¹)
H	Výška letu	(m)
\dot{m}	Hmotnostní průtok motoru	(kg.s ⁻¹)
n	Otáčky	(s ⁻¹)
n_{red}	Redukované otáčky	(s ⁻¹)
p_b	Skutečný atmosférický tlak	(Pa)
R	Tah motoru	(N)
R_{red}	Redukovaný tah motoru	(N)
t_b	Změřená teplota	(K)

APU	Auxiliary Power Unit
CASA	Civil Aviation Safety Authority
CS	Certification Specification
CS-E	Certification Specification - Engines
EASA	European Aviation Safety Agency
FAA	Federal Aviation Administration
ICAO	International Civil Aviation Organization
MSA	Mezinárodní standardní atmosféra
OEI	One Engine Inoperative
OSN	Organizace spojených národů
TC	Transport Canada
ÚCL	Úřad pro civilní letectví

0 Úvod

Cílem této bakalářské práce je seznámit čtenáře s vývojem pohonných jednotek dopravních letounů a podrobně rozepsat zkoušky proudových motorů užívaných v letectví. Práce je rozdělena do čtyř částí.

První část práce pojednává o historii pohonných jednotek letounů v průběhu 1. a 2. světové války a těsně po ní. Je zde uveden i příklad letounů, ve kterých byly motory využívány. Úkolem této kapitoly je také seznámení s výhodami a nevýhodami pístových pohonných jednotek aplikovaných v letectví.

Druhá část práce se zabývá historií proudových motorů používaných v civilní letecké dopravě. Kapitola pojednává převážně o velkých dopravních letadlech. Tato kapitola je členěna dle států, které se zabývaly vývojem proudových dopravních letounů jako první. Jsou zde uvedeny i velké letecké společnosti, které tyto letouny užívali. Součástí kapitoly je také shrnuta teorie pojednávající o dvouproudovém motoru.

Třetí část práce se věnuje obecným pojmům, které jsou užívány v dalších částech mé práce. Kapitola také obsahuje stručný popis legislativy v letectví.

Poslední část je věnovaná popisu zkoušek aplikovaných pro proudové motory užívané v civilním letectví dle evropského předpisu CS-E vydaným agenturou EASA, jež spadá pod Evropskou unii. V práci jsem se rozhodl popsat právě tuto normu, neboť Česká republika, jakožto členský stát Evropské unie, spadá právě pod tuto normu. Vybrané testy jsou doplněny teoretickými poznatky s obrázky, pro lepší porozumění konané zkoušky.

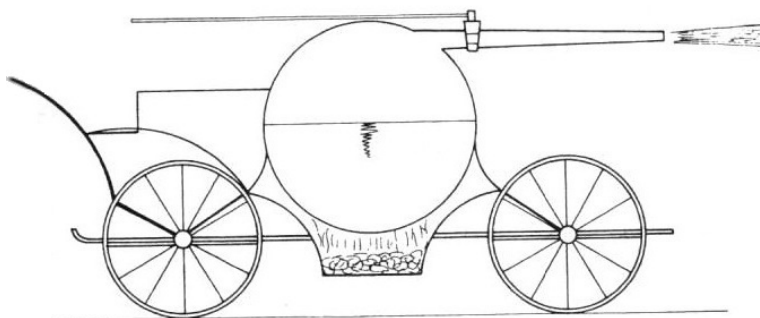
1 Vývoj proudových motorů

Tryskový pohon, jakožto pohon chápán dle principu akce (proudění spalín vycházející z výstupní trysky) a reakce (prostření na proudění) není objevem, jak obecně známe ze začátku 20. století, ale je dle literatury datován k roku 150 před naším letopočtem. Tento stroj byl navrhnut jenom jako ozdoba či hračka a je znám pod názvem Aeolipile. Uzavřená nádoba s vodou byla umístěna nad ohniště. Z této nádoby vedli dvě trubky sloužící jako ložiska a přívod par vzniklých varem vody do kulové nádoby. Tato nádoba byla opatřena dvěma tryskami směřované tečně k nádobě. Tato pára proudící z trysek rotovala kolovou nádobou kolem jedné osy.



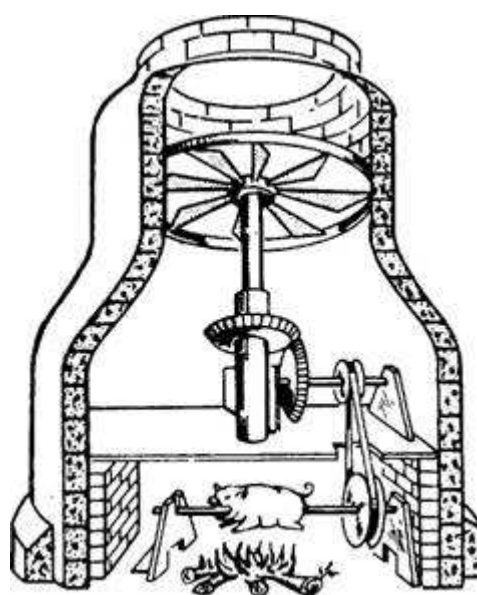
Obr. 1 Antická hračka [1]

S dalším návrhem pracujícím na tomto principu přišel fyzik Isaac Newton, kdy navrhl parní vůz. Tento stroj byl vynikající ukázkou třetího Newtonova zákona. Byť byl tento stroj o dost praktičtější než jeho předchůdce, není žádný záznam o tom, že se tento vůz rozjel. [1]



Obr. 2 Newtonův samohybný vůz [1]

Vůbec první návrh tepelné plynové turbíny podal Leonardo Da Vinci v 15. století. Na jeho nákresu je turbína poháněná teplými spaliny vystupujícími z ohniště, která rotuje s býkem připevněným na poháněné hřídeli. [2]



Obr. 3 Tepelná turbína navržená Leonardem Da Vincim [12]

1.1 Historie proudových motorů

Vývoj proudového motoru, tak jak jej známe dnes, má počátek v období 2. světové války. Konstrukteři pístových motorů té doby nebyli schopni uspokojit konstruktéry letadel s vyšším nárokem na výkon pohonné jednotky. [1]

1.1.1 Rozvoj motorů během 1. světové války

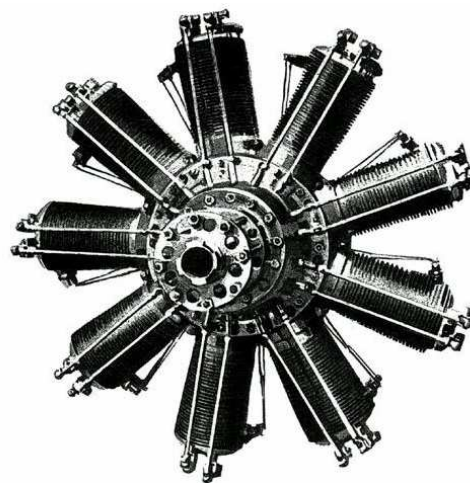
Letecké pístové motory vyvíjené roku 1914 dosahovali výkonu okolo 75 kW. V té době existovaly pouze dva základní typy pístových motorů. Prvním typem byl rotační hvězdicový motor. Ten měl ovšem spoustu nevýhod při zvyšování výkonu a na konci 1. světové války se od něj definitivně upustilo. Druhým typem motoru byl vodou chlazený řadový pístový motor. V roce 1918 dosahovali výkony pístových motorů kolem 150 kW-200 kW. Americký vidlicový dvanáctiválec Liberty L-12 vyvinutý roku 1917 dosahoval výkonu až 302 kW. [9]

1.1.1.1 Rotační motory

Rotační motor je druh hvězdicového pístového motoru, u kterého je kliková hřídel motoru pevně spojená s drakem letounu a kliková skříň pevně spojena s vrtulí. Samotný motor tedy rotuje společně s vrtulí. [2]

Výhoda takového motoru byla převážně v tom, že se celý motor choval jako velký setrvačnický a tímto dopomáhal zklidnit chod a snížit vibrace motoru. Takový motor nepotřeboval samotný těžký setrvačnický, tak jak tomu bylo u řadových motorů. Proto tento motor mohl být se stejným výkonem jako řadový motor, akorát s nižší váhou. Další výhodou bylo dobré chlazení motoru jak při nízkých rychlostech, tak na zemi. To zaručovaly rotující válce chlazené vzduchem umístěny za vrtulí. Další výhodou a samozřejmě bylo snížení váhy díky absenci chladicí soustavy.

Nevýhody tohoto motoru se projeví až při zvyšování výkonu víc než cca. 100 kW. Motor měl problém při zvyšování otáček díky samotnému odporu vzduchu o válce motoru. Oproti konkurenčním koncepcím motorů měl také vyšší spotřebu paliva. Také větší motor o vyšší váze znamenal větší gyroskopický a reakční moment. Toto značně zhoršovalo letové vlastnosti. Konstrukteři se koncem 1. světové války snažili eliminovat tento problém pomocí opačné rotace vrtule oproti motoru, ale tento systém byl poruchový a nespolehlivý a brzy od těchto motorů ustoupili. Brzy na to začala výroba pevných hvězdicových motorů. [8]



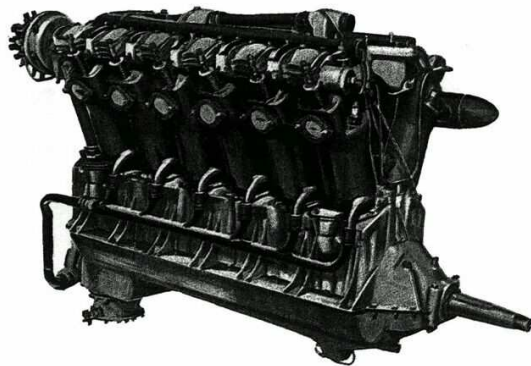
Obr. 4 Motor Clerget 9B [9]



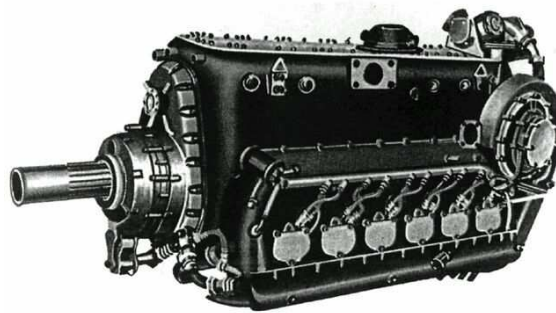
Obr. 5 Motor Gnome Monosoupape 9N [9]

1.1.1.2 Řadové motory

Druhou variantou pístového motoru tehdejší doby byl vodou chlazený řadový motor. Řadový motor disponoval výhodou dobré zástavby do draku letadla s lepšími aerodynamickými vlastnostmi díky menšímu průřezu čelní strany motoru a také výhodou plynulého nárůstu výkonu. Nevýhodou tohoto motoru však byla vyšší hmotnost díky nutnosti velkých chladičů a setrvačníku. [3]



Obr. 6 Motor Liberty L-12 [9]



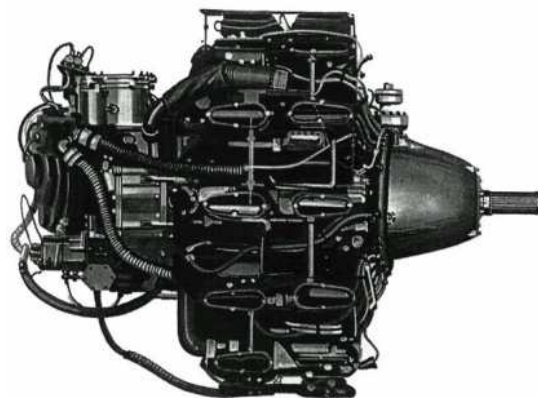
Obr. 7 Motor Mercedes D III A [9]

1.1.1.3 Hvězdicové motory

Hvězdicový motor je jeden z typů pístového motoru, který má válce uspořádané od klikové hřídele do kruhu. Motor je vylepšeným typem rotačního motoru. Kliková skříň je už pevně spojená s drakem letadla a vrtule je spojená s klikovou hřídelí. Takovýto motor má výhodu nižší citlivosti na poškození, neboť u tohoto motoru není potřeba chladicího kapalinového systému. Nevýhodou motoru byl velký čelní aerodynamický odpor. [2]



Obr. 8 Motor BMW 801 [9]



Obr. 9 Motor Nakajima Sakae [9]

1.1.2 Rozvoj motorů během 2. světové války

Letecké pístové motory během 2. světové války dosáhli opravdu velkého nárůstu výkonu. Výkony pístových motorů začátkem 2. světové války dosahovali výkonu kolem 700 kW, jejím koncem dosahovali výkonu až 2100 kW. Neustálé navyšování výkonu ale vedlo k dosažení samotných hranic svých možností. S takto výkonnými motory sice rostla maximální rychlost letounu, ale ne lineárně. Rychlost letounu poháněného vrtulí dosahovala maximální výše okolo 800 km/h, protože nelze dále zvyšovat otáčky vrtule a její průměr pro dosažení vyššího tahu z důvodu dosažení zvukové rychlosti na koncích vrtulových listů a tím skokové snížení účinnosti vrtule. Zvýšení výkonu motoru z 700kW na dvojnásobnou hodnotu 1400 kW zvýšilo rychlost letounu z 550 km/h na 730 km/h. Další navýšení výkonu o 700 kW by znamenal nárůst rychlosti jen asi o 60 km/h. Při rychlosti vyšší než 800 km/h obrovsky vzrostl odpor vzduchu a pístový motor jej neuměl dále překonat. Jediným možným dalším krokem pro zvýšení rychlosti letounu byl vývoj proudového motoru. Takovýto motor mohl i přes svou nízkou váhu zrychlit letoun na rychlost blížíící se rychlosti zvuku. [9]



Obr. 10 Motor Rolls-Royce Merlin [9]

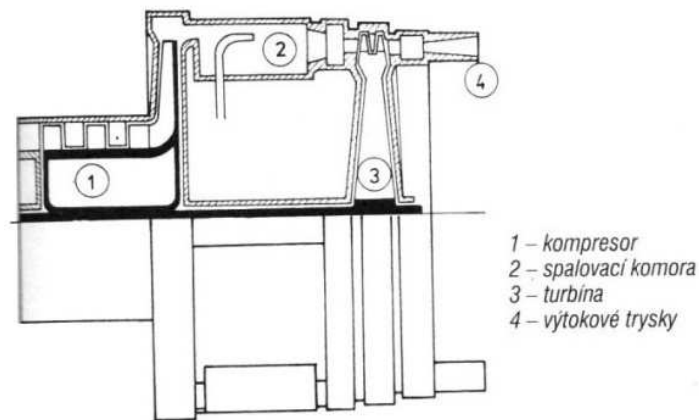


Obr. 11 Motor Daimler Benz DB 605 [9]

1.1.2.1 Proudový motor

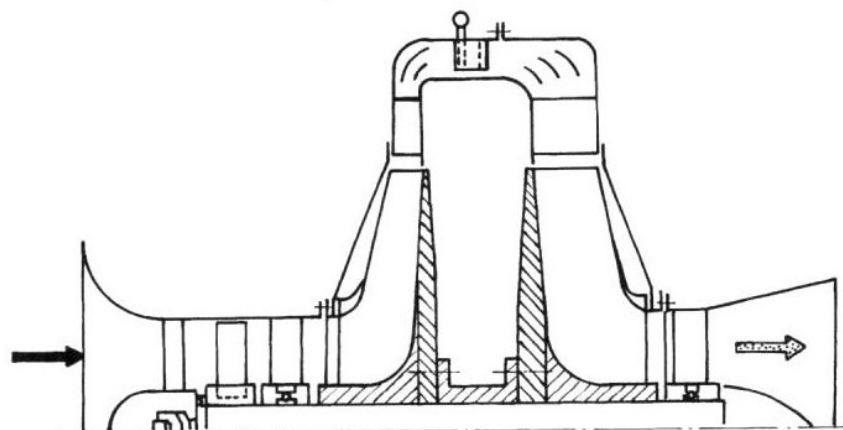
Hlavním důvodem pro započetí vývoje proudového motoru bylo najít vhodnou alternativu k leteckým pístovým motorům té doby. Nové proudové motory měli být spolehlivější a o poznání výkonnější než předchozí pístové motory, ale zároveň byli kladeny větší nároky na konstrukci draku letounu. Proudové motory vyvíjela Velká Británie, Německo a Rusko. Tyto státy společně s USA nasadily jako první letouny s proudovými motory do války.

Jako první patentoval anglický vynálezce Frank Whittle, v souvislosti se svou diplomovou prací, princip proudového motoru roku 1930. Tímto definoval motor s kompresorem, spalovací komorou a turbínou poháněnou plynem jako nejvhodnější prostředek k velkému zvětšení rychlosti letadel. První prototyp ovšem sestrojil až roku 1937 a to bez jakékoli podpory a zájmu britské vlády. K prvním letovým zkouškám došlo roku 1941 a k operačnímu nasazení dokonce až v roce 1944. Patentovaný motor je zobrazen na Obr. 12.



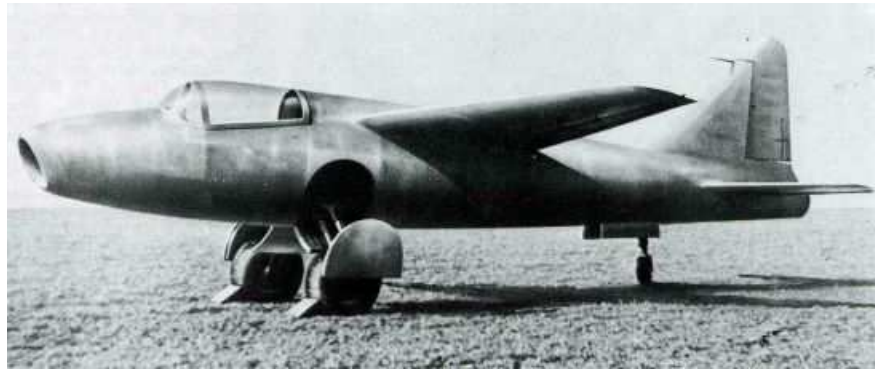
Obr. 12 První anglický patentovaný proudový motor [1]

V Německu byl vývoj proudového motoru o krok dřív. Mladý inženýr Hans von Ohain v roce 1936 podal patent na používání spalin z plynové turbíny jako prostředek pro pohon. Za pomoci německého leteckého výrobce Ernsta Heinricha Heinkela ve firmě Heinkel Flugzeugwerke zkonstruoval a představil svůj první proudový motor v roce 1937. Jeho schéma je vidět na Obr. 13. Tah tohoto motoru byl 1,20 kN.



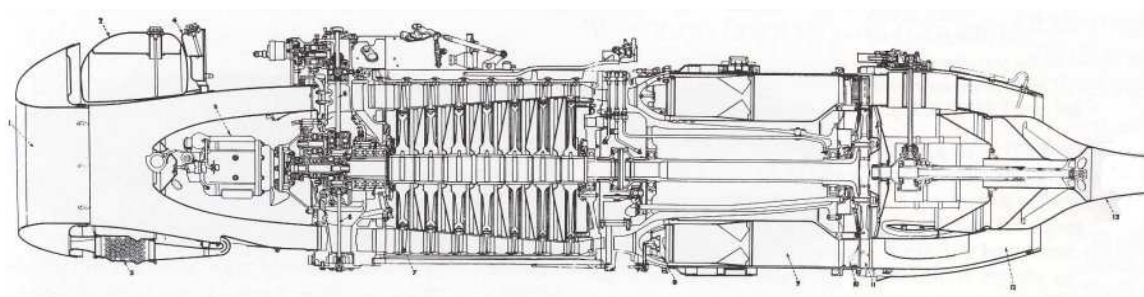
Obr. 13 První německý patentovaný proudový motor [1]

K prvnímu vzletu letadla Heinkel He 178 s tímto motorem došlo již v roce 1939. I když šlo jen o testovací model, letadlo mělo obrovský úspěch. Až do roku 1944, kdy vzlétl Messerschmitt Me 262, byl tento letoun s maximální rychlostí 650 km/h nejrychlejší zkušební letoun na světě.

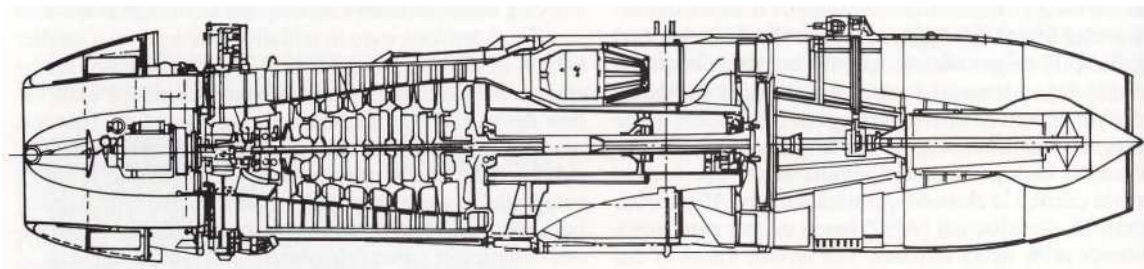


Obr. 14 Německý prototyp letounu Heinkel 178 [13]

Messerschmitt Me 262 poprvé vzlétl 18. dubna 1941. Stíhací letoun byl vybaven dvěma proudovými motory. Do letounu se montovali motory BMW 003 a Junkers Jumo 004. Motor BMW 003 dosahoval maximálního tahu 7,84 kN, Junkers Jumo 004 dosahoval maximálního tahu motoru 8,8 kN. Během druhé světové války bylo vyrobeno přes 8000 těchto modelů motoru. Me 262 dosahoval maximální rychlosti 870 km/h ve výšce 5400 m.



Obr. 15 Řez německého proudového motoru BMW 003 [14]

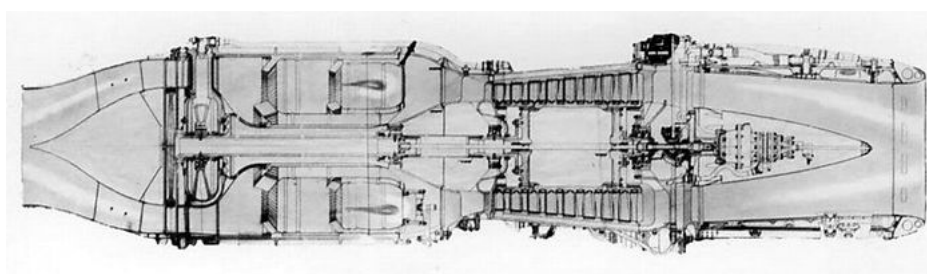


Obr. 16 Řez německého proudového motoru Junkers Jumo 004 [14]



Obr. 17 Německý letoun Me 262 s motory Jumo 004 [14]

V Rusku (Sovětském Svazu) pracoval na proudovém motoru konstruktér Archip Michailowitsch Ljulka. V roce 1941 podal patent na princip proudového motoru. Kvůli probíhající války se veškeré další práce zabrzdili. Teprve v roce 1944 byly práce na konstrukci vlastního proudového motoru znovu obnoveny. Výsledný motor TR-1 se zařadil do provozu až roku 1947 a byl použit na letounu SU-11.

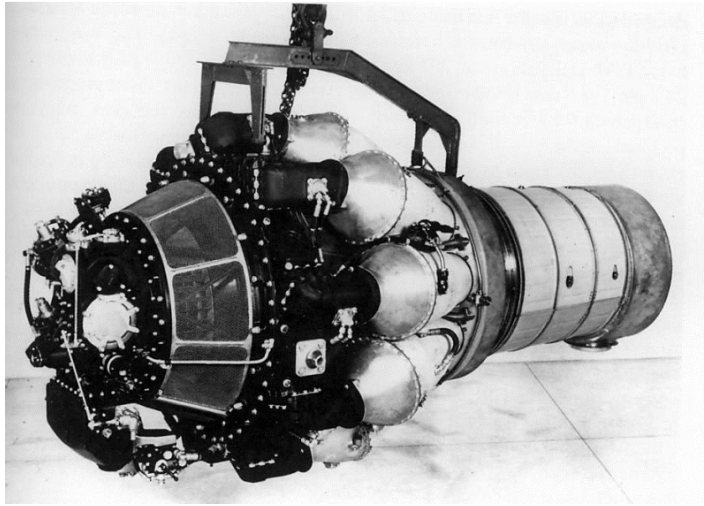


Obr. 18 Ruský proudový motor TR-1 [8]

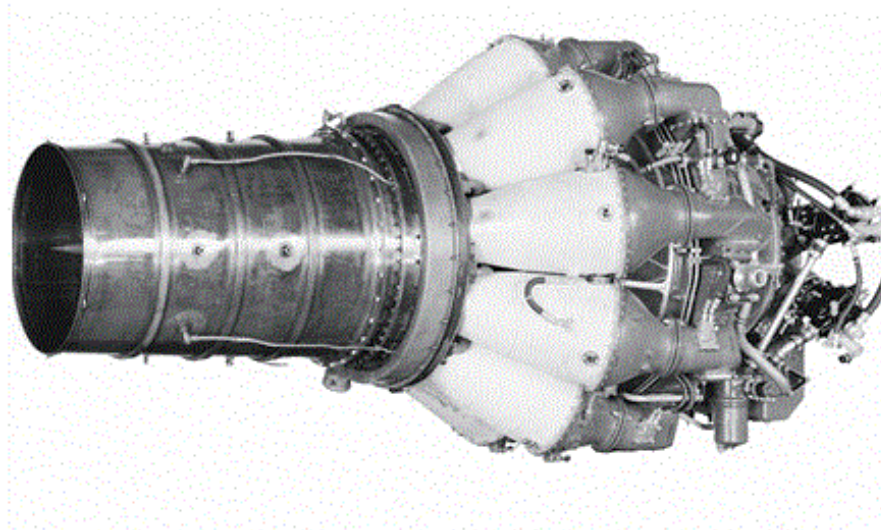


Obr. 19 Ruský letoun Su-11 [15]

V USA tomu bylo zcela jinak. Problematikou o sestrojení proudového motoru se zabýval Robert Goddard, ale vláda v roce 1941 rozhodla o nákupu licence od Anglie na výrobu proudových motorů. Ve Spojených státech byla tímto pověřena firma General Electric, jakožto firma s bohatými zkušenostmi s vývojem a výrobou turbodmychadel pro pístové motory. Firma Pratt & Whitney byla touto dobou plně zaměstnaná výrobou hvězdicových motorů pro většinu válečných letadel vyráběných v USA. Tato firma začala vyrábět proudové motory až v roce 1947. Tento motor byl vyráběn v licenci motoru Rolls-Royce Nene a byl označován jako J42 Turbo-Wasp. [1]



Obr. 20 Britský motor Rolls-Royce RB.41 Nene Mk.1 [16]

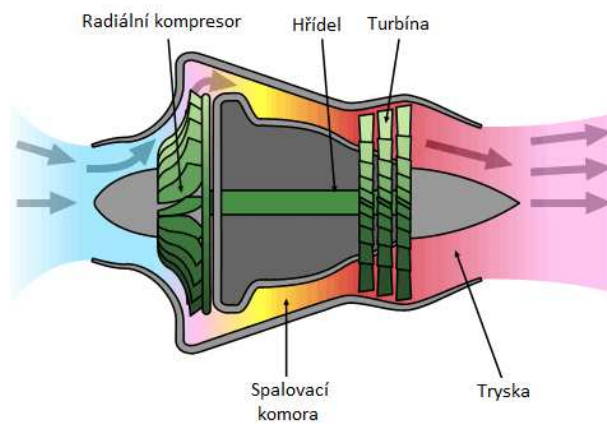


Obr. 21 Motor Pratt & Whitney J42 Turbo-Wasp [17]

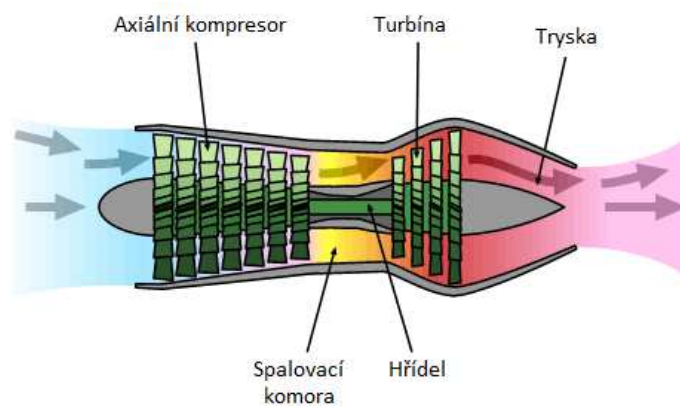
1.1.3 Rozvoj motorů po 2. světové válce

Po skončení 2. světové války se německé proudové motory a stíhačky podrobily značné studii konkurence. Toto přispělo značnému rozvoji sovětských a amerických stíhaček. Užití axiálních kompresorů motoru se udrželo až dodnes.

Radiální kompresory prodělali také obrovský pokrok od doby jejich zavedení. Se zlepšením technologie ložiska a materiálu užitých na motoru byla zvýšena rychlost otáčení hřídele motoru, což výrazně snižuje průměr radiálního kompresoru. Krátká délka motoru zůstává výhodou toho provedení, zvláště při použití ve vrtulnících, kde celková velikost motoru důležitější než plocha čelní plochy motoru. Tyto kompresory mají také robustnější provedení a jsou méně náchylné na poškození cizími předměty, než motory s kompresorem axiálním.



Obr. 22 Proudový motor s radiálním kompresorem [18]



Obr. 23 Proudový motor s axiálním kompresorem [18]

Ačkoliv německé návrhy motorů byli pokročilejší v oblasti aerodynamiky, nedostatek potřebných materiálů jako wolfram, titan a chrom nedovolovali další pokrok s motory. Omezení byli především pevností turbínových lopatek a ložisek motoru. To znamená, že starší motor měl daleko kratší životnost a musel být vyměněn po 10 až 25 hodinách provozu.

Britské motory Rolls-Royce Nene byli vyráběné v licenci v USA i v Sovětském svazu. Sovětský svaz používal tuto pohonnou jednotku na letounu MiG-15. General Electric sestrojil v roce 1948 motor J47 s tahem 26 kN, který byl první komerčně používaný proudový motor v USA. Tento motor také poháněl letoun F-86 Sabre.



Obr. 24 Americký proudový motor General Electronic J47 [19]



Obr. 25 Americký letoun F-86 Sabre [20]

Od roku 1950 byl proudový motor běžně užívaných v bojových letounech. V tuto dobu již byly i některé britské motory schválené pro civilní použití a objevily se v časných modelech jako je britský letoun de Havilland Comet a kanadský letoun Avro Canada C-102 Jetliner. Po 60. letech 20. století se do velkých moderních letounů začali montovat proudové motory. Pístové motory zůstali už jen na malých, nízkonákladových, nebo dopravních letounech.



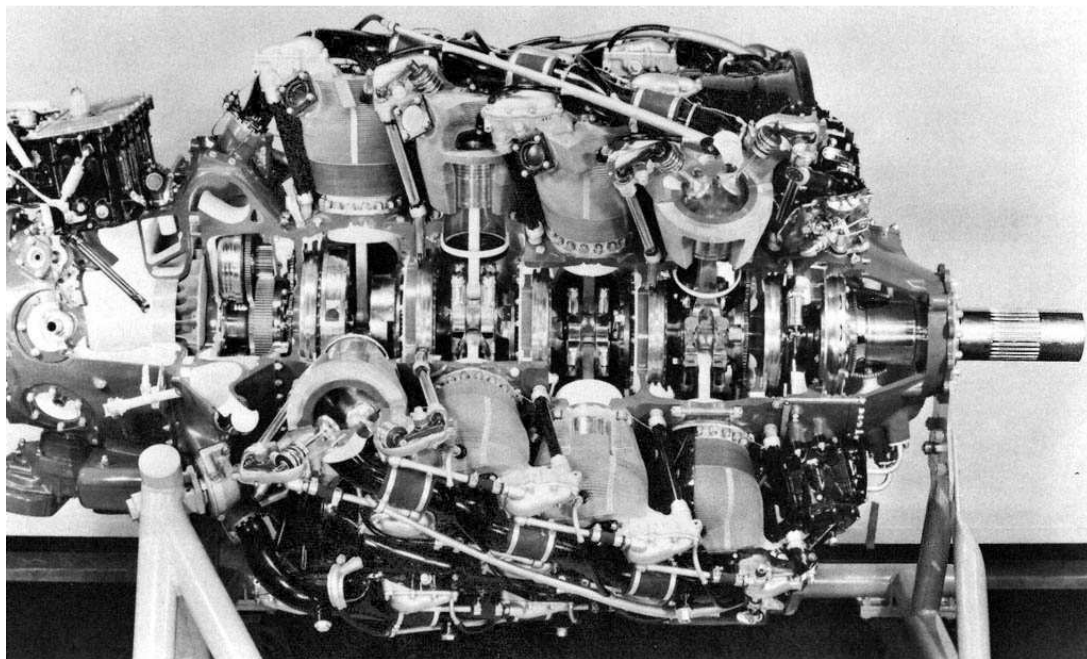
Obr. 26 Kanadský letoun Avro Canada C-102 Jetliner [21]

Nicméně pokrok proudových motorů nebyl zcela u konce. Účinnost proudových motorů té doby byl stále spíše horší, než účinnost pístového motoru. Příchodem 70. let 20. století se začal vyvíjet dvouproudový motor o vysokém obtokovém poměru. Kritici té doby nesouhlasili se zavedením proudových motorů do civilního letectví. Zvláště oponovali názory jako vyšší spotřeba motorů, nespolehlivost motorů, nebo ztráta tahu s větší výškou. Šlo ale spíš o neznalost těchto motorů. Přes veškeré negativní názory se proudové motory do civilní letecké dopravy dostaly a byly ihned oblíbeny. Použití dvouproudových motorů na moderních dopravních letounech je dnes samozřejmostí. [4]

2 Pohonné jednotky dopravních letounů

Pohonné jednotky letounů jde rozdělit podle více kritérií. Jestli-že nebereme v úvahu elektromotory, pak jsou veškeré letecké pohonné jednotky tepelnými motory. Z obecného pohledu lze tepelné motory rozdělit na motory s vnitřním a vnějším spalováním. Motory využívající vnější spalování se, až na výjimky, v letectví neuplatnily a proto většinou nejsou uváděny v dělení leteckých pohonných jednotek. Motor s vnějším spalováním je například parní stroj, nebo Stirlingův motor. Motory s vnitřním spalováním využívají tepelnou energii plynů uvnitř v pracovním prostoru motoru, které jsou transformovány na energii mechanickou. Motory s vnitřním spalováním se dají dále rozdělit na motory pístové a motory reakční. U motoru pístového probíhá spalování ve válcích motoru. Reakční motory využívají jevu akce a reakce. Motory urychlují proud vzduchu a spalin což generuje reakční sílu v opačném směru. Spalování těchto motorů je zpravidla kontinuální.

Existují i motory, které nelze jistě zařadit do jisté kategorie motoru. Tyto motory kombinují konstrukční řešení, nebo tepelné cykly více typů motoru. Letecké motory však mohou být rozděleny podle více kritérií, např. kolik má motor rotorů, jaký typ kompresoru nebo dmyhadla využívá, velikost obtokového poměru, zda je motor vybaven obracečem tahu nebo dokonce jeho vektorování, je-li motor vybaven přídatným spalováním a další.



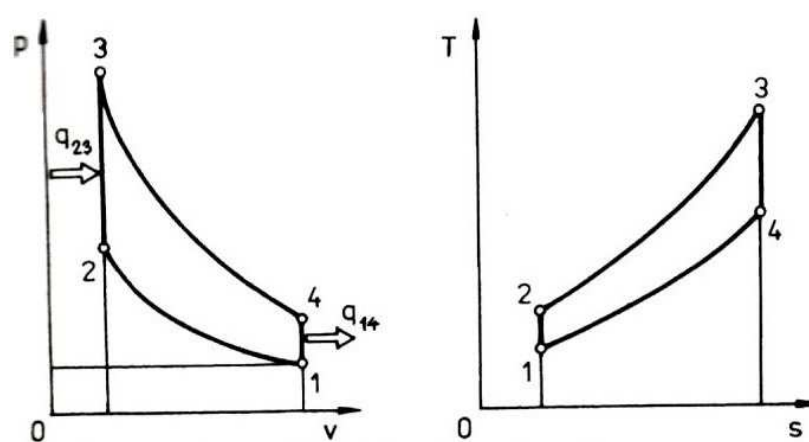
Obr. 27 Americký motor Pratt & Whitney R-4360 o výkonu 3206,5 kW [22]

Základní rozdělení leteckých motorů:

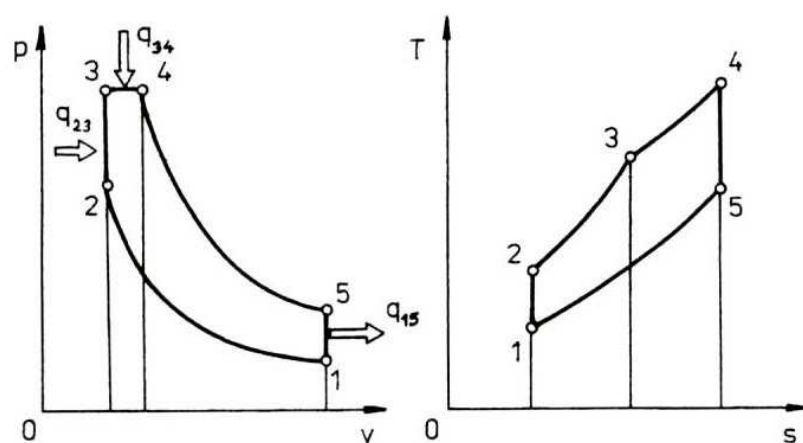
- motor s vnitřním spalováním
 - pístový motor
 - reakční motor
 - proudový lopatkový motor
 - jednoproudový
 - dvouproudový
 - turbovrtulový
 - turbohřídelový
 - ostatní
 - propfan
 - více proudový
 - motokompresorový
 - turbonáporový
 - turboraketový
 - jaderný
 - proudový bezlopatkový motor
 - náporový
 - náporový s nadzvukovým spalováním
 - pulzační
 - jaderný
 - raketový motor
 - na kapalné palivo
 - na tuhé palivo
 - hybridní
- motor s vnějším spalováním
 - parní motor
 - Stirlingův motor
- elektromotor [8]

2.1 Pístové motory na dopravních letadlech

Pístové motory jsou tepelnými motory s pravidelně se opakujícím pracovním cyklem. Zásadní rozdíl oproti proudovému motoru je v tom, že nepracuje v kontinuálním cyklu motoru. Tepelný cyklus motoru popisuje Ottův, nebo Dieselův cyklus. U těchto motorů je přeměněna tepelná energie na mechanickou práci přímo v pracovním prostoru motoru. Teplo uvolněné zapálením směsi vzduchu a paliva způsobí pouze ve válci motoru, a proto se pístový motor také nazývá motor s vnitřním spalováním. Náplň v pracovním prostoru motoru se po ukončení cyklu vymění. Přeměnu energie zajišťuje píst, pohybující ve válci motoru a uzavírá společně s hlavou motoru proměnný pracovní prostor motoru. Tlaková síla vzniklá expandováním spalín ve válci tlačí na píst, který je tlačěn a pomocí ojnice připevněné ke klikové hřídeli. Takovýto klikový mechanismus převádí přímý a vratný translační pohyb pístu na rotační pohyb hřídele motoru. Mechanická práce je převáděna díky reduktoru nebo přímo na vrtuli, která následnou rotací vyvozuje tah.



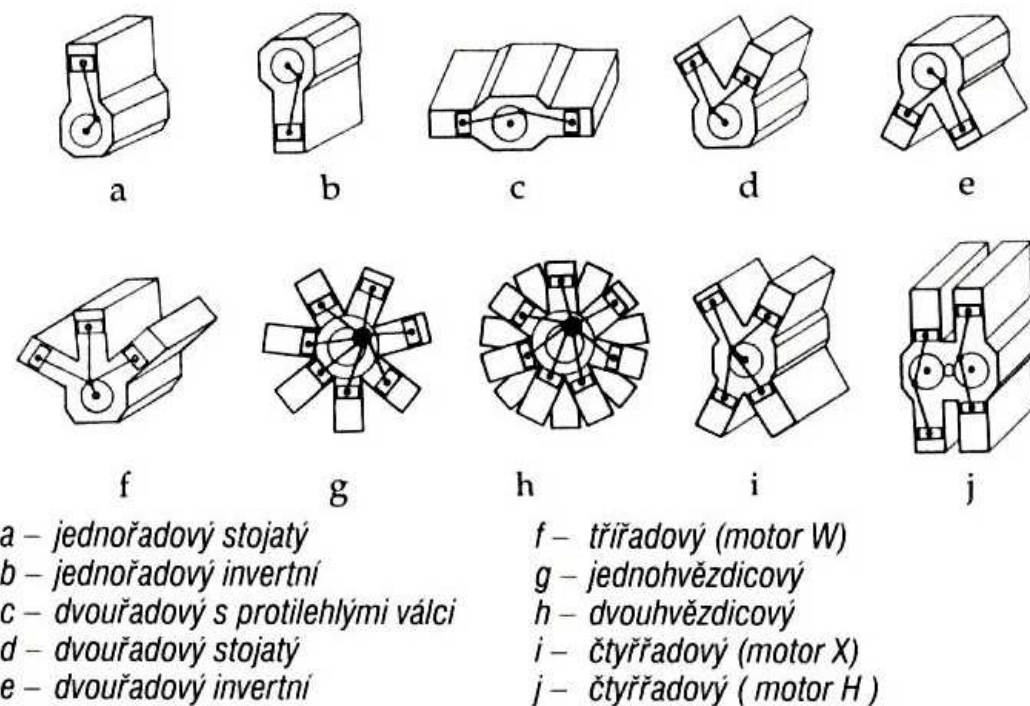
Obr. 28 p-v a T-s diagram zážehového spalovacího motoru [1]



Obr. 29 p-v a T-s diagram vznětového spalovacího motoru [1]

Pístové motory se dají rozdělit do několika skupin, lišících se uložením válců a klikové hřídele motoru. Některé pístové motory mohou být vybaveny turbokompresorem.

Dneškem jsou pístové motory použity převážně u sportovních letadel. Nejvýkonnějším pístovým motorem byl americký motor Pratt & Whitney R-4360 s výkonem 3206,5 kW (zhruba 4300 hp). [9]



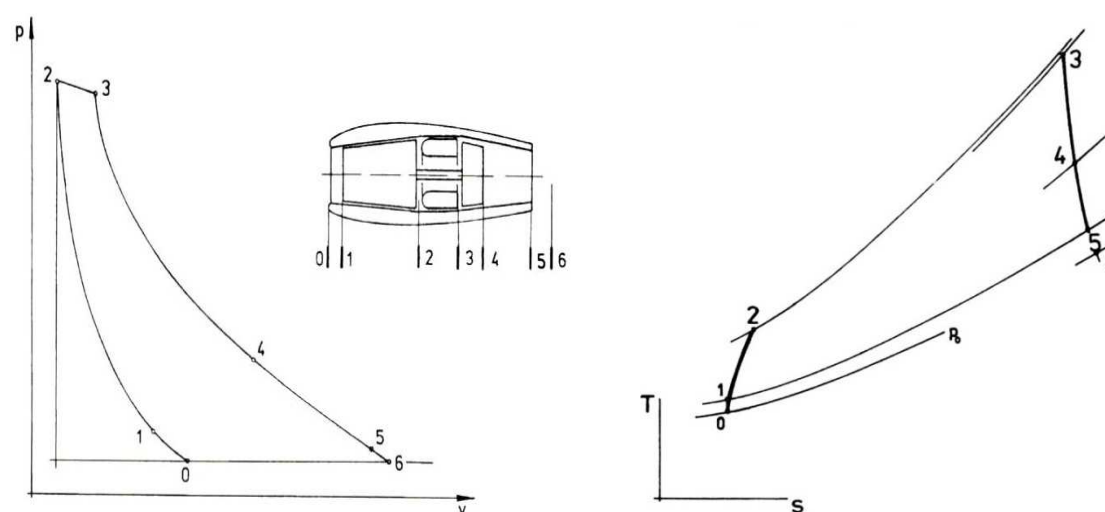
Obr. 30 Uspořádání válců letadlových pístových spalovacích motorů [1]

Užití dieselových pístových motorů je v letectví docela omezeno. Vzhledem ke špatnému poměru motoru výkon/hmotnost jsou prakticky nepoužitelné. První dieselové motory v letectví se použily pro pohon vzduchodlů. V současnosti existuje pouze pár typů dieselových motorů, která jsou certifikovaná zpravidla pro použití na sportovních letadlech. Výhodou diesela motoru je nízká spotřeba paliva. Pístové motory jak benzínové tak dieselové se nehodí pro rychlejší letouny, poněvadž účinnost vrtule při rychlostech vyšších než 600 km/h značně klesá. [8]

2.2 Proudové motory na dopravních letadlech

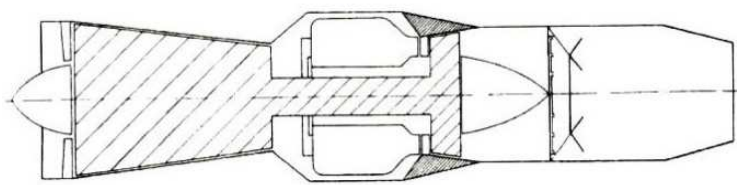
Počátky zavádění proudových motorů do civilního letectví nebyli opravdu lehké. Dopravní letecké společnosti se stavěly k zavedení proudových motorů zcela odmítavě. Argumentovali zejména vyššími provozními teplotami těchto motorů, které požadují daleko dražší výrobní komponenty ze speciálních, tepelně odolných slitin. Životnost a spolehlivost těchto motorů byla daleko menší, než u motoru pístových a to by se negativně projevilo na provozní bezpečnosti letadla. Dalším argumentem byla vyšší spotřeba paliva oproti motorům pístovým. To vše by se projevilo v několikanásobně dražší údržbě a celkového pořízení proudového motoru. Neposledním argumentem byla nízká rozjezdová rychlost dopravního proudového letadla, díky které by letadlo potřebovalo delší vzletovou dráhu. To znamenalo, že by letecké společnosti museli omezit dopravu do určitých destinací a některé z nich zcela vypustit.

U proudového motoru je vzduch nasáván vstupním ústrojí, v kompresoru je stlačený a dodaný do spalovací komory motoru. Ve spalovací komoře je při konstantním tlaku dodaná tepelná energie. Na rotorové části turbíny je tepelná a tlaková energie plynu transformována na energii mechanickou. Turbína přes hřídel předává energii kompresoru a ostatním systémům pohonné jednotky. Tlak plynů za turbínou je stále vysoký a tak jsou plyny vedeny do výstupní trysky motoru, která část zbytku energie obsažené v plynu přemění na energii kinetickou. Rychle vystupující plyny generují reakční sílu motoru a ta vyvozuje tah motoru. Spalování těchto motorů je zpravidla kontinuální a je popsáno např. Braytonovým, nebo Humpreyovým cyklem. [8]

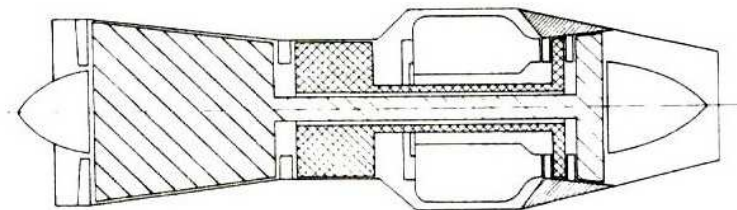


Obr. 31 p-v a T-s diagram oběhu proudového motoru [1]

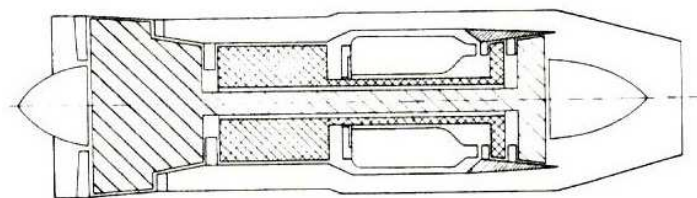
Typy proudových motorů:



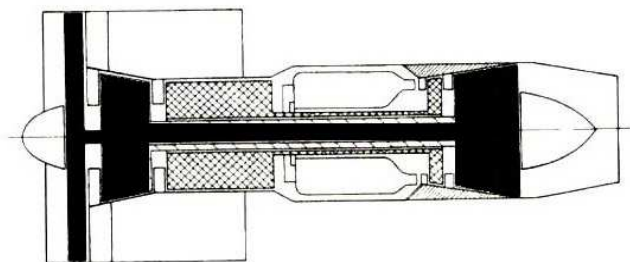
Obr. 32 Jednorotorový proudový motor s přidavným spalováním [1]



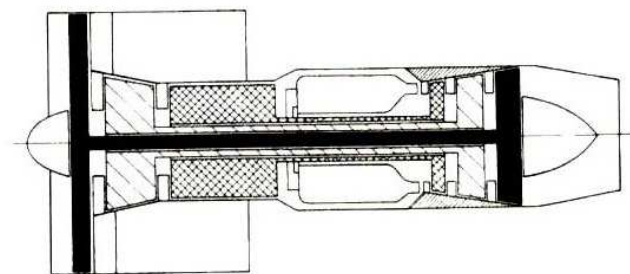
Obr. 33 Dvourotorový proudový motor [1]



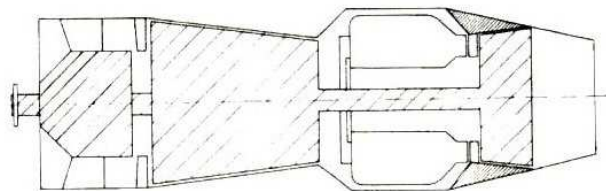
Obr. 34 Dvourotorový dvouproudový motor [1]



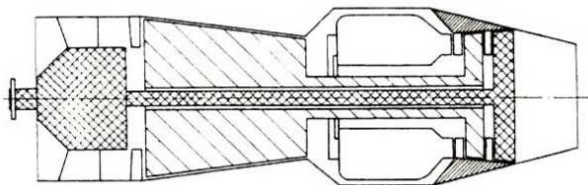
Obr. 35 Turbodmychadlový, dvourotorový, dvouproudový motor [1]



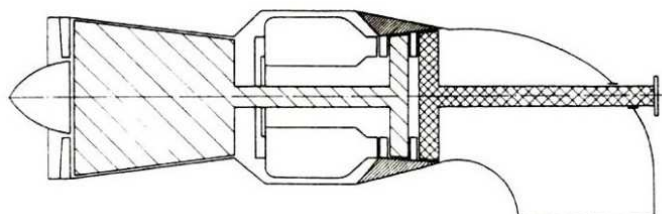
Obr. 36 Turbodmychadlový, třírotorový, dvouproudový motor [1]



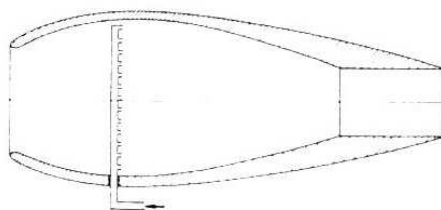
Obr. 37 Turbortulový jednohřídelový motor [1]



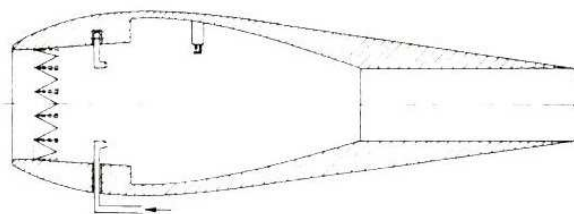
Obr. 38 Turbortulový motor s volnou turbínou [1]



Obr. 39 Turbohřídelový motor [1]



Obr. 40 Náporový motor [1]



Obr. 41 Náporový motor pulsační [1]

Proudové motory užívané dnes v civilní letecké dopravě jsou velice spolehlivé. Je známo, že pohonné jednotky dokážou bez problému pracovat až desetitisíce hodin. K tomu je však nutné dodržovat pravidelné servisní prohlídky pohonné jednotky. I přes veškeré prohlídky může dojít na motoru k poruše a to i během letu. Tato situace může vynutit vypnutí motoru. Moderní dopravní více motorová letadla jsou ovšem konstruována tak, že i při vysazení jednoho motoru jsou schopna bezpečného letu a přistání. Pasažéři v letounu nemusí nutně poznat poruchu na motoru. Většinou se jedná o neregistrované jevy jako pokles tlaku oleje motoru či převýšení limitních teplot na motoru. Z kabiny pro cestující lze detekovat pouze takové poruchy, které vytvářejí akustické, vibrační nebo vizuální jevy jako např. pumpáž motoru, vibrace nebo špatné spalování. [10]

2.2.1 Historie proudových dopravních letadel

I přes všechny námitky na zavádění proudových motorů do letecké dopravy se našlo pár společností, které byli ochotni podstoupit rizika s tímto spjaté. První letecká společnost, která zavedla proudové motory do letecké dopravy, byla britská letecká společnost BOAC. Do své pravidelné linky Londýn - Johannesburg zařadila 2. května 1952 proudové dopravní letadlo de Havilland DH-106 Comet 1. Letadlo bylo určeno k dopravě 36 cestujících za pomoci čtyřčlenné posádky.

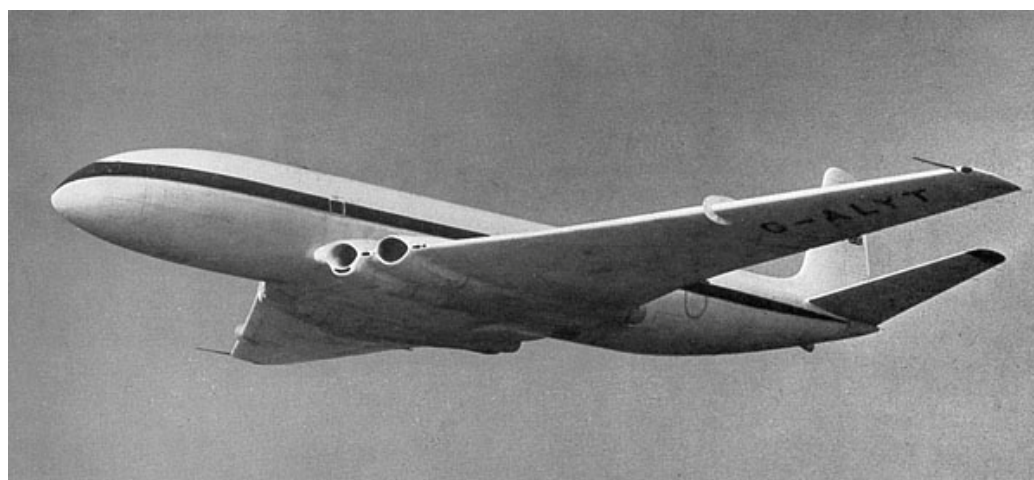
První prototyp letadla Comet vzletl 27. července 1949 (13 dní po vzletu prvního proudového dopravního letounu Avro Canada C102 Jetliner). Comet 1 bylo poháněno čtyřmi motory de Havilland Ghost 50 Mk 1, každý o tahu 22,2 kN, jejichž vstupní otvory byli vetknuté do náběžné hrany křídla. Takto umístěné motory přinášeli řadu nevýhod. Konstrukce nosníku křídla musela být opatřena velkými otvory pro uložení motoru. Takto umístěný motor znesnadňoval samotnou údržbu motoru a přenášel do kabiny hodně vibrací.



Obr. 42 Britský prototyp letounu Comet 1 [23]

Tento letoun byl velice rychle oblíbeným dopravním prostředkem cestujících. Linky do Afriky a Asie těchto letounů byly v průběhu prvního roku provozu vytíženy téměř na 90%. Navzdory tomu, že provozní náklady na tento letoun byly asi trojnásobné než na pístový letoun Douglas DC-6, přinášeli společnosti BOAC zisk.

Později se do letounu označený Comet 2 instalovaly nové motory Rolls-Royce Avon AJ.65. Tyto motory byly opatřené patnáctistupňovým axiálním kompresorem a dvoustupňovou axiální turbínou. Motor dosahoval maximálního tahu 31 kN. Letoun Comet 2 byl oproti svému předchůdci prodloužen o 1,3 m a to umožňovalo přepravu 44 pasažérů.



Obr. 43 Britský letoun Comet 2 [24]

Velký zájem o dopravní letadlo Comet 2 začal těsně po jeho záletu v únoru roku 1952. Letoun objednávali velké dopravní společnosti jako Japan Air Lines, Air France, National Airlines, Pan American World Airways atd.

Dalším následníkem letounu byl Comet 3 představený v červenci roku 1954. Tento model byl prodloužený o další 4,7 m. To umožňovalo další nárůst kapacity cestujících. Letoun byl schopen přepravovat 76 cestujících. Letoun byl také osazen novými motory Rolls-Royce Avon M502. Tah tohoto motoru byl 44 kN. Comet 3 měl maximální dolet 4300 km, což umožňovalo otevřít novou úroveň letecké dopravy, a to transkontinentální a transatlantické lety.

Série tragédií těchto letounů v první polovině 50. let poznamenali leteckou dopravu. Na dva roky byl britským úřadem letectví odebrán typ osvědčení a provoz všech letounů byl okamžitě zastaven. Rozbor těchto nehod a nákladné testy ve vodní nádrže odhalili únavové praskliny v rámech oken a dalších míst na trupu. DeHavilland poté přepracoval plány Comet 3. Nové plány opravovali minulé chyby letounu pomocí zesílení potahu trupu, změnou tvaru oken, rekonstrukcí průchodek, spojů, otvorů atd. Vylepšená verze dostala název Comet 4. Tento model byl osazený čtyřmi motory Rolls-Royce Avon Mk 524, každý o tahu 46,8 kN. Comet 4 byl schopen přepravit 56 – 81 cestujících s doletem 5190 km. První vzlet byl realizován v září roku 1958.

Posledním vyvinutou variantou byl Comet 4C, který byl oproti jeho předchůdci doplněn dvěma vřetenovými palivovými nádržemi, které byly vetknuty přímo do náběžných hran křídel. To umožňovalo další prodloužení doletu letounu. Letecká společnost BOAC poté objednala 19 letadel Comet 4C se kterými 4. října 1958 zahájila pravidelnou linku z Londýna do New Yorku. Konkurenční společnost Pan American začala provozovat stejnou linku o tři týdny později s pomocí letounu Boeing 707. Výroba Cometů definitivně skončil začátkem roku 1962.



Obr. 44 Britský letoun Comet 4C [23]

2.2.2 Proudová dopravní letadla v USA

V USA se průkopníkem proudové letecké dopravy stala dnes již zaniklá společnost Pan American World Airways. Tehdejší výkonný ředitel Juan Tripp, jež měl bohaté zkušenosti v oblasti letecké dopravy, dostatečně reprezentoval společnost PanAm. Juan Tripp si byl plně vědom všech možných důsledků a možností, které s sebou přinášela situace okolo britských Cometů. Z tohoto důvodu Juan Tripp oslovil dva největší výrobce dopravních letadel Boeing a Douglas ohledně výroby dopravních letadel s proudovými motory, které by bez problému překonaly Atlantský oceán. Výsledkem úspěšných sezení bylo sestrojení letounu Boeing 707-120 a letounu Douglas DC-8-10. Oba letouny byly osazeny čtyřmi proudovými motory, které umožnily přepravit 111 pasažérů (Boeing), nebo 148 pasažérů (Douglas) přes Atlantský oceán. J. Tripp v říjnu roku 1955 uzavřel smlouvu se společností Boeing na nákup 20-ti B707 a se společností Douglas na nákup 25-ti DC-8.



Obr. 45 Americký letou Douglas DC-8-10 [25]

Prvním obchodním letem civilní proudové letecké dopravy v USA byl let Boeingu 707-120 společnosti Pan American. Let se uskutečnil 26. října 1958 z New Yorku do Londýna s mezipřistáním v Newfoundlandu. Letoun přepravil 111 cestujících.



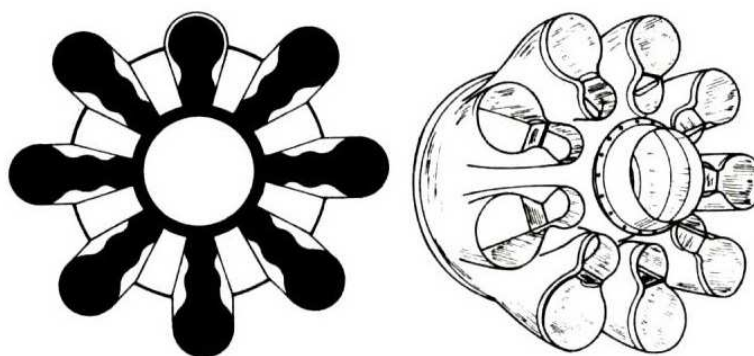
Obr. 46 Americký letoun Boeing 707-120 [26]

Díky výkonům letounů Boeing mohla britská dopravní společnost BOAC konkurovat s letouny Comet jen velmi těžko. Společnost Boeing se začala značně rozšiřovat po dobrých zkušenostech se svým dalším, tentokrát už dálkovým modelem Boeing 707-320, který byl uveden na trh roku 1962. Tento model Boeingu byl schopen přepravit 147 až 202 cestujících. Letoun byl vybaven čtyřmi motory Pratt & Whitney JT3D-3, každý o tahu 80 kN. Dolet činil 6950 km, což umožnilo přelet z New Yorku do Londýna nebo Paříže bez mezipřistání. Dopravní společnost Pan American tento letoun uvedla tento model na transatlantické lety 26. srpna 1959.



Obr. 47 Americký letoun Boeing 707-320 [27]

Boeing 707 měl od počátku oproti svým konkurentům značné výhody. Jedinou uváděnou nevýhodou tohoto letounu byla vysoká hlučnost letounu. Díky tomu nemohl být provozován na některých letištích. Společnost Boeing poté vyvinul tlumič hluku, který směřoval výstupní plyny motorů do prstenců, které jej rozdělují do více proudů. Po inovaci motorů proudových na dvouproudové se tento model stal jedním z nejrozšířenějších letounů v historii civilního letectví vůbec.



Obr. 48 Tlumič hluku [1]

Douglas u svého dalšího modelu letounu použil podobnou koncepci jak u letounu Boeing 707-120. Hlavním rozdílem mezi letouny byla kladnější šípovitost křídla o 7° (Boeing 707-120 má křídla se šípem 30°). Tímto Douglas DC-8 dosáhnul lepších vzletových a přistávacích vlastností. Douglas postavil tento model bez jakýchkoliv prototypů. První typ DC-8-10 poprvé vzlétl 30. května 1958. Letoun byl poháněn čtveřicí motoru Pratt & Whitney JT3C-6 jež byli vyvinuty z původních turbovrtulových motorů

T45. Tyto motory dosahovali tahu 60,5 kN. Letoun byl schopen přepravit 120 pasažérů při úpravě na kontinentální přepravu a 177 při úpravě na transatlantickou přepravu. Letecké dopravní společnosti Pan American, United Airlines a Delta Air Lines tento letoun provozovali na svých linkách od září roku 1959. Letecká společnost Eastern Air Lines se k nim přidala v lednu roku 1960.

Dokonalejší verzí DC-8 byla DC-8-20. Letoun byl osazen výkonnějšími motory Pratt & Whitney J75 označený jako JT4A-3. Motory měly zvýšený tah motoru na 70,3 kN. Tento model odebraly letecké společnosti jako United Air Lines a Eastern Air Lines. V roce 1959 vyšla také verze DC-8-30, která byla určena převážně pro mezikontinentální lety. Tento model používali společnosti jako Pan American a nizozemská letecká společnost KLM, která je dodnes nejstarší nezaniklou leteckou společností Evropy (založená 1919). Následujícími verzemi DC-8 byli letouny už s dvouproudovými motory.



Obr. 49 Americký letoun Douglas DC-8-30 [28]

Dalším americkým výrobcem velkých civilních dopravních letadel té doby byl Convair. Convair vyvíjel letoun označován jako CV-880 v roce 1955. Koncepce CV-880 byla stejná jak B707 či DC-8. Díky nižší váze, menším rozměrů a osazením čtyřmi motory General Electric CJ805-3 mohl letoun dosáhnout vyšší cestovní rychlosti, než jeho konkurenti (až 990 km/h). Letoun byl schopen přepravit od 85 do 135 pasažérů. Prototyp letounu CV-880 prvně vzlétl 27. ledna 1959. Rok poté se u modelu ukázali obrovské technické nedostatky. Convair několikrát změnil plány letounu, ale pověst modelu naprosto odradil letecké společnosti od nákupu.



Obr. 50 Americký letoun Convair CV-880 [29]

Jeho nástupcem byl model CV-990 Coronado. Tento model měl prodloužený trup o 3 metry a potlačené technické nedokonalosti. Letoun byl schopen přepravit 96 až 121 pasažérů. První vzlet tohoto modelu proběhl 24. ledna 1961. Přes veškeré technické řešení aplikovaném na novém modelu se projevilo spoustu dalších nedostatků. Zvláště při vyšších rychlostech docházelo ke kmitání nosných ploch letounu. To mohlo způsobit jejich zničení a tím havárií letounu.



Obr. 51 Americký letoun Convair CV-990 Coronado [30]

Letoun CV-990 prodělal další úpravu přidáním vřetenových těles, které měli dopomoci vzduchu lepšímu obtékání profilu křídla a tím odstranit kmitání křídel. To mělo za následek také zesílení účinku křidélek. Tento model byl označován jako CV-990A. Model CV-990A provozovali společnosti jako Swissair a American Airlines, ale během jeho provozu se projeví další technické nedokonalosti. Díky své pověsti se prodalo pouhých 37 letounů a poté výroba definitivně skončila. [10]

2.2.3 Proudová doprava v Sovětském svazu

Sovětský svaz vstoupil do doby proudových dopravních letounů v polovině 50. let 20. století. Tehdejšímu dvoumotorovému bombardéru Tu-16 v roce 1952 ukončil Andrej Nikolajevič Tupolev výrobu. Plány tohoto modelu se využili při stavbě civilní verze Tu-104. Hlavními změnami na novějším modelu byla změna ve velikosti trupu letadla a změna uložení křídla ze středokřídleho na dolnokřídlý letoun. Tu-104 byl poháněn dvěma motory Mikulin AM-3 vybaven jedním stupněm nízkotlakého a osmi stupni vysokotlakého axiálního kompresoru o tahu 85,3 kN a přetlakovou kabinou schopnou transportovat 50 pasažérů. První let byl uskutečněný 17. června 1955.



Obr. 52 Ruský letoun Tu-104[31]

Proudovému letounu Tu-104 nebyla zpočátku věnovaná žádná pozornost. Nadšení pro tento model dosáhnul 22. března 1956, kdy poprvé přilétl do Londýna. Ruská letecká společnost Aeroflot zařadila 15. září 1956 letoun Tu-104 na svou pravidelnou linku z Moskvy do Irkutska s mezipřistáním v Omsku.

O rok později vystřídal letoun Tu-104 nový model Tu-104A. Tento model byl upravený pro přepravu 70 pasažérů. Letoun byl poháněn dvěma novými motory Mikulin AM-3M každý s tahem 93,1 kN. ČSA koupila šest kusů těchto letounů a společně s Aeroflotem byli jediné společnosti, které tento typ provozovali. První obchodní let společnosti ČSA s tímto letounem proběhl 9. prosince 1957 při letu z Prahy do Moskvy.



Obr. 53 Ruský letoun Tu-104A [32]

V roce 1958 vzletěl nový model Tu-104B. Model měl prodloužený trup a byl schopný přepravovat až 100 pasažérů. Další verzí byl Tu-104G a Tu-104D, které byly upravené na luxusní salónky. Neposledním typem byl Tu-104V pro 105 pasažérů a Tu-104-V-115 pro 115 pasažérů. Typ Tu-104E byl speciálně upravený model Tu-104B, který byl použitý pro vytvoření celkem 11, dnes již překonaných světových rekordů. Posledním typem byl Tu-104AK speciálně upraveného pro potřeby cvičení kosmonautů na stav beztlíže na dobu 25 až 28 vteřin. [11]

2.2.4 Proudová doprava ve Francii

Francouzští konstruktéři se zabývali myšlenkou konstrukce proudového dopravního letadla už od konce 2. světové války. Bylo sestrojeno několik prototypů, které sloužili pro vývoj takového dopravního letadla. Výbor pro civilní letadla uveřejnil 12. října 1951 požadavky na letoun, který by přepravil 55 až 65 pasažérů s nákladem 1 tuny do vzdálenosti 2000 km minimální cestovní rychlosti 600 km/h. Počet motorů ani jejich typ nebyl blíže specifikován. Do konkurzu se přihlásilo několik leteckých firem. Vítězem konkurzu se stala společnost SNCASE s projektem X-210. Letoun byl poháněn dvěma motory Rolls-Royce Avon RA-14 každý o tahu 42,3 kN. Model byl specifický umístěním dvojici motoru na zádi trupu.



Obr. 54 Francouzský letoun SNCASE 210 [33]

V únoru nadcházejícího roku se konstruktéři SNCASE a konstruktéři De Havilland Aircraft Company rozhodly společně vyrobit dva prototypy letounu SE-210 pro 65 pasažérů, pro nějž zvolili obchodní označení Caravelle. Letoun vycházel z částečného plánu Cometu. První vzlet se konal 27. května 1955. Díky ladným tvarům a uložení motorů upoutal pozornost spoustě společností. Letoun odkoupili společnosti jako Air France, brazilský Varig, skandinávská společnost SAS, atd. První model Caravelle 1 byl po dvaceti kusech výroby vyměněn za Caravelle 1A s výkonnějšími motory Rolls-Royce Avon 522A a v prosinci 1959 vyměněn za Caravelle 3 s motory Rolls-Royce Avon 527 umožňující transport 80 pasažérů. Dále bylo vydáno spoustu modelů, které se ovšem lišili pouze typem pohonné jednotky. Celkem bylo postaveno 282 kusů těchto letounů. [11]



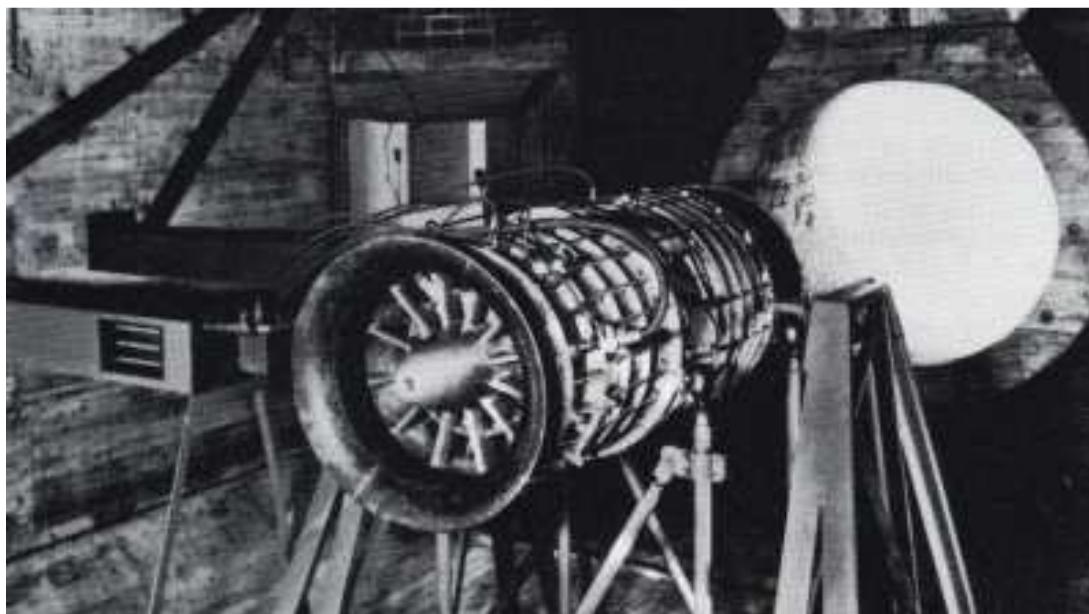
Obr. 55 Francouzský letoun Caravelle 1A [34]

2.2.5 Dvouproudový motor

Největší inovací v oblasti proudových motorů u dopravních letounů bylo zavedení dvouproudových motorů. Dvouproudový motor je typ turbínového motoru, u kterého je hnací tryska doplněna volnou výkonovou turbínou. Tato výkonová turbína přeměňuje tepelnou energii výtokových plynů na mechanickou energii na hnací hřídeli. Mechanická energie je přenesena do ventilátoru, který stlačuje vzduch procházející obtokovým kanálem kolem vlastního motoru. Stlačený vzduch za ventilátorem expanduje v obtokové hnací trysce na výstupní rychlost přiměřené vzhledem k cestovní rychlosti letounu zabezpečující potřebný tah k pohonu letounu. [2]

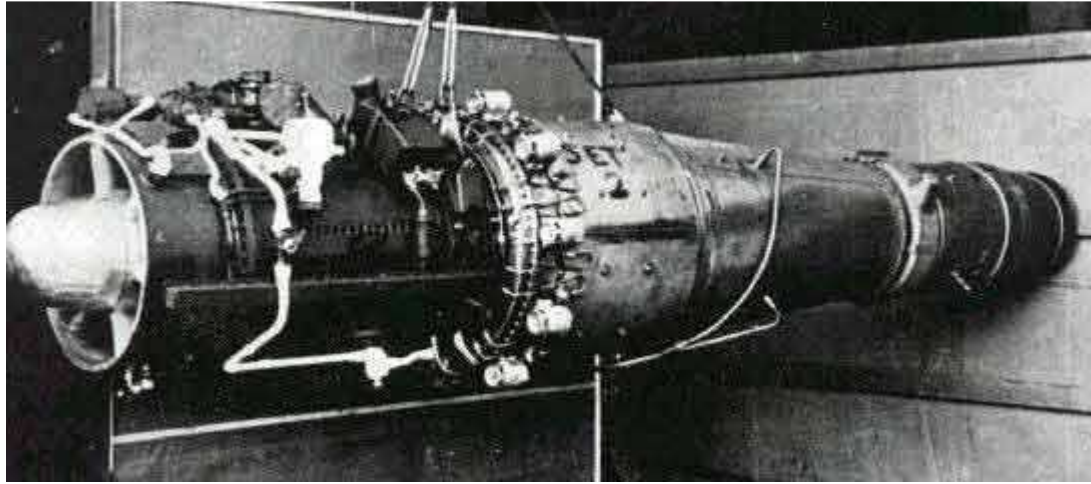
U dvouproudového motoru je vstupní hrdlo několikanásobně větší, než vstup do samotného motoru. To znamená, že většina vstupujícího vzduchu do motoru prochází studeným proudem. U moderních dvouproudových motorů je obtokový poměr až 8:1, což značně snižuje spotřebu, zvyšuje tah a motor je zpravidla lehčí, než jednoproudový motor o stejném tahu. Díky zvýšení průtoku a snížení rychlosti proudu plynů vystupujících z motoru se rapidně snižuje hluchost motoru. Nevýhodou tohoto motoru je konstrukční složitost, vyšší pořizovací cena a vyšší náklady na údržbu motoru.

První dvouproudové motory se objevili ke konci 40. let a jejich účinnost se s moderními dvouproudovými motory nedá srovnat. Vůbec prvním funkčním dvouproudovým motorem byl německý motor Daimler-Benz DB 670, německým ministerstvem letectví označován jako 109-007. Motor Vůbec první test tohoto motoru byl již 1. dubna 1943 a naměřený tah motoru byl 6 kN.



Obr. 56 Německý dvouproudový motor Daimler-Benz DB 670 [35]

Ve Velké Británii byl prvním dvouproudovým motorem Metropolitan-Vickers F.2, který byl dodatečně doplněn dmychadlem. První test byl proveden 29. června 1943 a naměřený tah motoru byl 8 kN. Ovšem díky všem nezdařeným zkouškám na dvouproudových motorech té doby se poprvé v letecké dopravě objevili až v 60. letech. [11]



Obr. 57 Britský dvouproudový motor Metropolitan-Vickers F.2 [8]

Maximální tahy dvouproudových motorů tak jak známe dnes, zatím nepřekračují hranici 440 kN. [8]

Motor IAE V2500 je dnes používán pro pohon letounů jako Airbus A320, A321, A319, McDonnell Douglas MD-90 a Embraer KC-390. Motor dosahuje nejvyššího tahu 160 kN v konfiguraci V2535-E5 používaný pro pohon Embraer KC-390. První typ V2500-A1 s obtokovým poměrem 5,4:1 a tahem 110 kN byl uveden do provozu roku 1989 a poháněl letoun Airbus A320-231. [11]



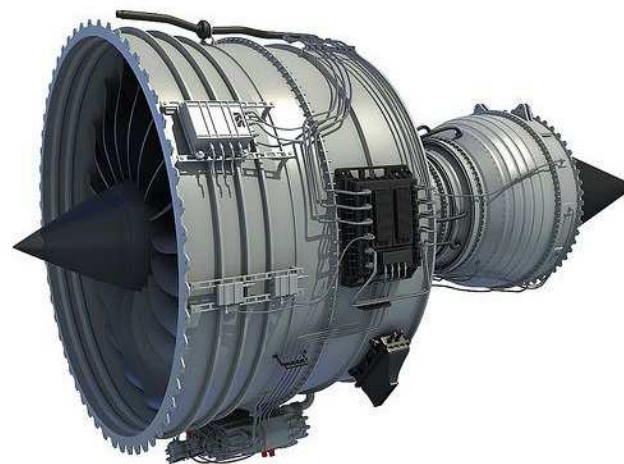
Obr. 58 Americký dvouproudový motor IAE V2500 [36]

Motor CFM 56 je dnes používán pro pohon letounů jako Airbus A320, A340, Boeing 747 Classic a Next Generation, McDonnell Douglas DC-8-70 a KC-135R Stratotanker. Motor dosahuje nejvyššího tahu 151 kN v konfiguraci CFM56-5C4 používaný pro pohon letounu Airbus A340-200 a A340-300. První typ motoru CFM56-2 s obtokovým poměrem 5,9:1 a tahem 110 kN byl uveden do provozu roku 1974 a poháněl letoun KC-135 Stratotanker.



Obr. 59 Americký dvouproudový motor CFM56 [37]

Motory Rolls-Royce Trent vycházejí z tehdejšího modelu BR211 a jsou dnes používány pro pohon letounů jako Airbus A330, A340, A350, A380, Boeing 777 a 787 Dreamliner. Motor dosahuje nejvyššího tahu 420 kN v konfiguraci Trent 895 používaný pro pohon letounu Boeing 777-200ER. První typ byl motor Trent 600 s obtokovým poměrem 6,3:1 a tahem 290 kN který od roku 1991 poháněl Douglas MD-11, ale společnost British Airways objednávku zrušila. Prvním pohon letounu tvořil až Trent 700, který se montoval na letoun Airbus A330.



Obr. 60 Britský dvouproudový motor Rolls-Royce Trent [38]

3 Legislativa a pojmy v letectví

Tato kapitola bakalářské práce se zabývá teorií potřebnou k porozumění problematiky v nadcházejících částech práce.

Ve všech zemích, kde je provozována civilní letecká doprava, existuje státní letecký úřad, které kontrolují bezpečnost v civilním letectví. Na počátcích letecké dopravy si každý úřad stanovil své vlastní předpisy, kterými museli letouny vyhovět. Díky tomuto nemohly být letouny z jedné země provozována v zemi s jinými předpisy o civilním letectví, neboť nevyhověli těmto požadavkům. Díky těmto rozporům byla vytvořena Úmluva o mezinárodním civilním letectví, tzv. Chicagská úmluva, která byla sepsána 7. prosince 1944. Úmluva také dala popud ke vzniku OSN (Organizace Spojených Národů). OSN 24. října 1945 oficiálně založila ICAO (Mezinárodní organizaci pro civilní letectví) se sídlem v Montrealu v Kanadě. V současnosti má ICAO 189 členů. Hlavním cílem ICAO je spojování předpisů ohledně konstrukce celých letadel, radiokomunikace, navigace, sledování letového provozu, řízení letového provozu, atd.

Nejdůležitějšími vnitrostátními leteckými úřady jsou EASA (European Aviation Safety Agency) založený roku 2002 v Evropě určující předpisy pro země Evropské Unie, FAA (Federal Aviation Administration) založený roku 1958 v USA, TC (Transport Canada) založený v Kanadě a CASA (Civil Aviation Safety Authority) založena v Austrálii. Pouze EASA a FAA vydávají předpisy sloužící k certifikaci proudových motorů. Předpisy vydané těmito úřady jsou velice podobné a liší se pouze v drobnostech. Díky tomuto splňuje motor certifikovaný dle předpisů agentury EASA požadavky pro certifikaci motoru úřadu FAA, a naopak.

V této práci jsou uvedené pouze zkoušky dle předpisů EASA, neboť Česká Republika je členskou zemí Evropské Unie a tímto spadá pod agenturu EASA. Letecké dopravní společnosti provozující leteckou dopravu ve státech Evropské Unie musí vyhovět požadavkům stanovených agenturou EASA, na které dohlíží oprávněný vnitrostátní letecký úřad. Tyto úřady smí na letištích provádět náhodné kontroly stavu letounů. Pokud zjistí závažné porušení stanovených předpisů, smí zakázat letecké společnosti nad územím Evropské Unie provoz letadel. [5]

3.1 Základní pracovní režimy proudového motoru

Proudový motor pracuje v různých režimech. Režimy jsou navrhnuty tak, aby zajistili dostatečně velký tah motoru za všech podmínek letu, co nejmenší spotřebu motoru a co nejméně mechanického poškození motoru svým vlastním chodem. Součástí základních pracovních režimů je i režim návrhový, pro který byl motor navržen, vypočten a zkonstruován. [1]

3.1.1 Režim maximální (vzletový)

Vzletový režim motoru je režim, při kterém dochází k dosáhnutí maximálních otáček motoru a maximální teplotě v turbíně. Při takto zvoleném režimu je namáhání motoru největší. Z tohoto důvodu je dovolené užívat tento režim pouze v časově omezeném úseku na 5 až 10 minut. Tento režim se využívá převážně při vzletu a k dosáhnutí maximální rychlosti. [1]

3.1.2 Režim nominální (jmenovitý)

Jmenovitý režim motoru je výpočtovým režimem motoru. Tah motoru na takto nastaveném režimu je zhruba 85% až 90% maximálního tahu. Otáčky motoru jsou okolo 95% až 98% maximálních otáček. Při tomto režimu může motor pracovat nepřetržitě. [1]

3.1.3 Režim cestovní

Cestovním režim je základním režimem motoru. Tento režim odpovídá nejnižší spotřebě paliva motoru. Tah motoru na takto nastaveném režimu je 50% až 80% maximálního tahu motoru. Otáčky motoru jsou okolo 90% maximálních otáček. [1]

3.1.4 Režim volnoběžný

Volnoběžný režim je charakterizován minimálními otáčkami motoru. Režim musí zajistit bezproblémový běh motoru. Tah motoru na takto nastaveném režimu je 4% až 8% maximálního tahu. Otáčky motoru jsou okolo 50% až 60% maximálních otáček. Protože je volnoběh poměrně teplý režim motoru, bývá doba jeho použití časově omezena. [1]

3.1.5 Ostatní režimy motoru

Pro určitý druh motorů rozlišujeme ještě další režimy motoru. Příkladem jsou:

- režim maximálních otáček s přidavným spalováním,
- režim mimořádný zvýšený,
- režim maximální vzletový se vstřikem vody,
- režim střední výjimečný. [1]

3.2 Charakteristika proudových motorů

Charakteristika proudových motorů nám slouží k porovnání různých motorů, provádění aerodynamických výpočtů letadla a k určení optimálních pracovních režimů motoru. Charakteristiky lze vyčíst z příslušných grafů, ve kterých je zobrazen tah a měrná spotřeba v závislosti na otáčkách, rychlosti letu a výšce. Charakteristiky motoru získáváme teoretickým výpočtem, nebo měřením parametrů motoru na zkušebně, tzv. brzdě. Na motoru se provádí rozsáhlé měření více parametrů jako tah motoru, otáčky všech rotorů, teplota před a za kompresorem, před a za turbínou, teplota a tlak olejové soustavy, teplota a tlak palivové soustavy, průtočné množství paliva a vzduchu, vibrace motoru a další. Z těchto naměřených hodnot se vytváří grafy, tzv. charakteristiky motoru.

Moderní motorové zkušebny jsou buď na otevřeném prostranství, kde lze simulovat i extrémní klimatické podmínky (déšť, krupobití, atd.), nebo mohou být dokonale odhlučněné od okolního prostředí zabudováním zkušebny do země, ze které vede jen výstupní komín.

Veškeré naměřené hodnoty se přepočítávají na podmínky mezinárodní standardní atmosféry (MSA), tedy na teplotu 228 K (15°C) a tlak 1013,25 hPa (760 mm Hg). Tato problematika je dále řešená v kapitole 6.2 Přepočet a korekce výkonu motoru. [2]

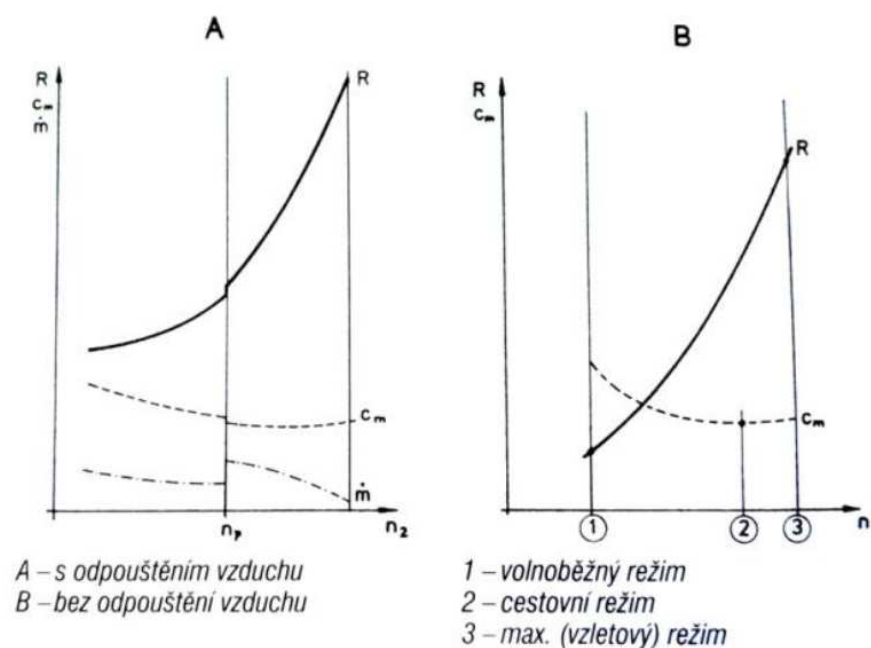
3.2.1 Škrtící charakteristika motoru

Škrtící charakteristika motoru nám udává závislost tahu motoru R a měrnou spotřebu c_m na počtu otáček n při zadané výšce a rychlosti letu. Poněvadž je zkouška realizovaná nejčastěji na zemi, tak je počáteční výška H_0 a počáteční rychlost c_0 nulová. Matematicky můžeme tuto větu zapsat následujícím způsobem:

$$R = f(n)_{H=\text{konst.}, c_0=\text{konst.}}$$

$$c_m = g(n)_{H=\text{konst.}, c_0=\text{konst.}}$$

Škrtící charakteristiku rozdělujeme na charakteristiku motoru s odpouštěním vzduchu (viz. obr.57/A) a na charakteristiku motoru bez odpouštění vzduchu (viz. obr.57/B). Na škrtící charakteristice s odpouštěním vzduchu je znatelná skoková změna parametrů motoru, která je způsobena uzavřením odpouštěcích ventilů. Tento systém slouží jako ochrana kompresoru před pumpáží. [1]



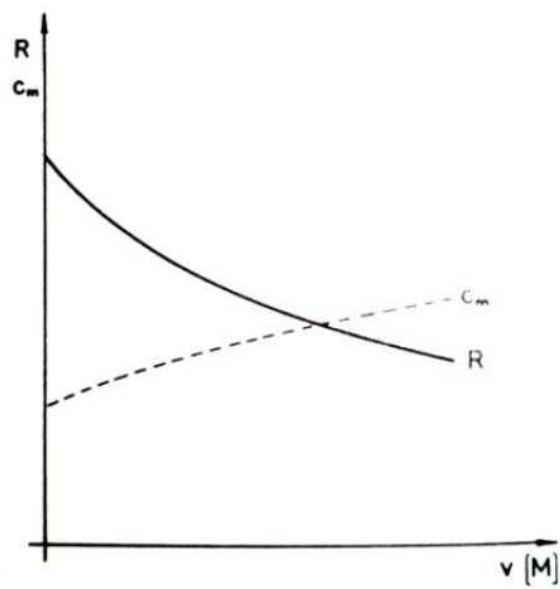
Obr. 61 Škrtící charakteristika proudového motoru [2]

3.2.2 Rychlostní charakteristika motoru

Rychlostní charakteristikou motoru rozumíme závislost tahu R a měrné spotřeby c_m na rychlosti letu v , při zadané výšce letu H a konstantních otáčkách motoru n . [1]

$$R = f(c_0)_{H=\text{konst.}, n=\text{konst.}}$$

$$c_m = g(c_0)_{H=\text{konst.}, n=\text{konst.}}$$



Obr. 62 Rychlostní charakteristika motoru [2]

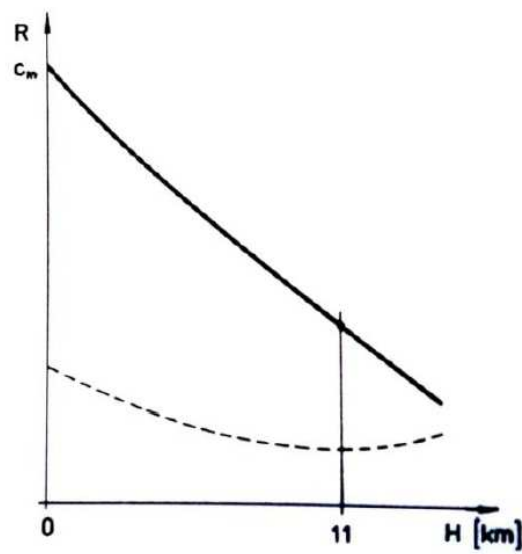
3.2.3 Výšková charakteristika motoru

Výškovou charakteristikou motoru nazýváme závislost tahu motoru R a měrné spotřeby c_m na výšce letu H při zadané rychlosti letu v a konstantních otáčkách motoru n .

$$R = f(H)_{c_0=\text{konst.}, n=\text{konst.}}$$

$$c_m = g(H)_{c_0=\text{konst.}, n=\text{konst.}}$$

Z grafu na obr.59 lze vyčíst, že tah motoru R je největší na zemi ($H=0$) a klesá s rostoucí výškou. [1]



Obr. 63 Výšková charakteristika motoru [2]

4 Zkoušky proudových motorů

Před namontováním každého motoru na letadlo, musí podstoupit certifikační proces. Certifikační proces obsahuje mnoho zkoušek, analýz a měření, kterými tímto ověřujeme spolehlivost motoru na který je kladen vysoký důraz na bezpečnost. Předpisy CS-E udává zkoušky nejen na proudové motory v civilním letectví, ale také na turbovrtulové a turbohřídelové.

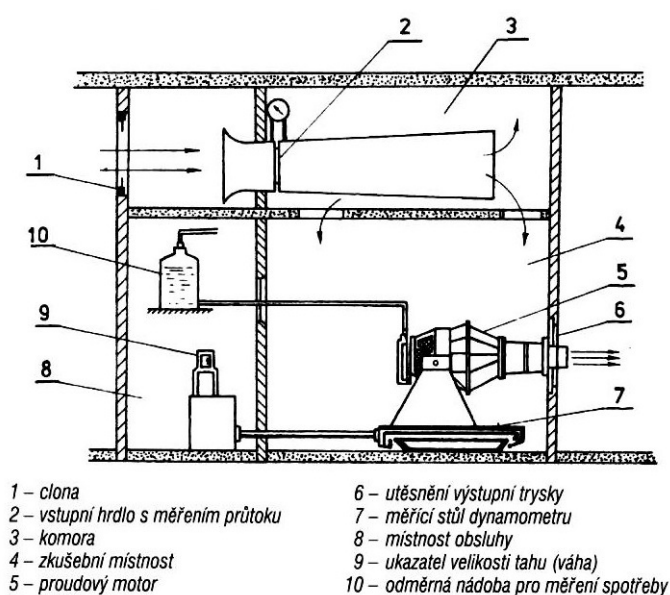
Proudový motor je podroben zkouškám podle CS-E:

- Zkoušky všeobecně (CS-E 600)
- Přepočet a korekce výkonu (CS-E 620)
- Tlaková zatížení (CS-E 640)
- Vibrační zkouškou (CS-E 650)
- Tlak a teplota paliva (CS-E 660)
- Znečištěné palivo (CS-E 670)
- Vlivy náklonu a gyroskopických zatížení (CS-E 680)
- Odběr vzduchu z motoru (CS-E 690)
- Převýšení provozních podmínek (CS-E 700)
- Zkouška zabrzdění rotoru (CS-E 710)
- Zkouška trvalého zapalování (CS-E 720)
- Kalibrační zkoušky motoru (CS-E 730)
- Vytrvalostní zkouška motoru (CS-E 740)
- Zkouška zrychlování motoru (CS-E 745)
- Zkouška spouštění motoru (CS-E 750)
- Zkouška spouštění při nízké teplotě (CS-E 770)
- Zkouška v podmínkách námrazy (CS-E 780)
- Zkouška nasávání deště a krup (CS-E 790)
- Zkouška nasátí ptáka (CS-E 800)
- Porucha lopatky turbíny a kompresoru (CS-E 810)
- Maximální překročení otáček motoru (CS-E 830)
- Integrita rotoru (CS-E 840)
- Hřídele kompresoru, dmyhadla a turbíny (CS-E 850)
- Překročení teploty rotoru turbíny (CS-E 860)
- Zkouška překročení teploty výtokových plynů (CS-E 870)
- Zkoušky vstřikování chladiva při vzletu (CS-E 880)
- Zkouška reverzačního ústrojí (CS-E 890)
- Zkouška překročení maximální rychlosti motoru (CS-E 830)
- Zkouška opakovaného spuštění motoru za letu (CS-E 910)
- Zkouška překročení teploty (CS-E 920)

4.1 Zkušebny proudových motorů

V motorové zkušebně se měří veškeré dostupné veličiny jako tah motoru, otáčky rotorů, teploty před a za kompresorem, teploty před a za turbínou, kompresní poměr kompresoru, teploty a tlaky oleje, průtočné množství paliva a vzduchu, vibrace motoru, atd. Takto vybudované zařízení může být jak na volném prostranství, tak v uzavřené, odhlučněné zkušebně. Při měření letových parametrů motoru je motor zabudován ve speciálním letadle, jinak zvané létající laboratoři, nebo je umístěn do speciální výškové zkušebny, která je vybudovaná speciálně pro tento účel. Na nových motorech je většina testů prováděna právě ve zkušebně na otevřeném prostranství. Tento typ testování umožňuje provádět testy s různými extrémními klimatickými jevy jako krupobití, nasávání hustého deště, nebo i destruktivních zkoušek jako nasátí velkého ptáka či celého hejna. Touto metodou lze také měřit hluk produkovaný motorem. Z důvodu eliminace hluku při testování proudového motoru po servisní kontrole se využívají uzavřené, odhlučněné zkušebny.

Naměřené hodnoty se vynášejí na grafy – charakteristiky motorů.



Obr. 64 Schéma zkušebny motorů [1]



Obr. 65 Otevřená zkušebna proudových motorů [39]



Obr. 66 Uzavřená zkušebna proudových motorů [40]

Motor je třeba vyzkoušet také v reálných podmínkách letu za pomoci tzv. létající zkušebny. K tomu účelu se používají speciálně upravená letadla, která mají možnost připevnit odlišný motor. Jedním z letounů je Boeing 747-100, který je využíván pro účel testování proudových motorů dopravních letounů. Tento letoun je vybaven čtyřmi velkými motory. Konstrukční návrh letounu umožňuje let pouze na dva motory. U takového letounu se jeden motor odmontuje (z pravidla to bývá motor na levém křídle blíže k trupu). Místo takto odmontovaného motoru se namontuje motor, u kterého chceme otestovat let v reálných podmínkách. Létající zkušebny se vybírají zejména podle velikosti testovaného motoru a dle zkušeností techniků. [1]

4.2 Zkoušky všeobecně (CS-E 600)

Všeobecné podmínky pro zkoušení proudových motorů jsou:

1. Veškeré zkoušky prováděné na motoru musí být prováděny se vstupy vzduchu totožnými s konstrukcí, která je přijata jako reprezentativní vstup pro prakticky použitelné vstupy motoru.
2. Všechny testy musí být realizovány s použitím výstupní trysky přijatelné jako reprezentativní s výjimkou použití u zkoušky vytrvalosti, kde důvod změny musí být individuálně zdůvodněn.
3. Pokud nepožaduje specifická zkouška jinak, jakýkoliv volitelný odběr vzduchu z motoru musí být během všech testů uzavřený.
4. Pokud vlivem okolního prostředí motoru dojde k shromáždění nečistot v motoru, je povolené provést v předem stanovených přestávkách při vytrvalostní zkoušce motoru čištění motoru dohodnutým způsobem bez demontáže jakékoliv části motoru, nebo odmontování motoru ze zkušebního zařízení. [7]



Obr. 67 Letoun Boeing 747-100 jako létající zkušebna pohonných jednotek [41]

4.3 Přepočet a korekce výkonu (CS-E 620)

Veškeré naměřené hodnoty se redukuje (přepočítávají) na podmínky MSA (mezinárodní standardní atmosféry), tj. na tlak 1013,25 hPa (760 mm Hg) a na teplotu 288 K (15°C) podle následujícího vzorce:

$$n_{red} = n \sqrt{\frac{288}{t_b + 273}}$$

kde n jsou naměřené otáčky motoru (s^{-1}), t_b je změřená teplota okolního vzduchu (K),

$$R_{red} = R \frac{760}{p_b}$$

kde R je naměřený tah motoru (N), p_b je skutečný atmosférický tlak (Pa),

$$c_{mred} = c \sqrt{\frac{288}{t_b + 273}}$$

kde c je naměřená měrná spotřeba paliva motoru ($kg.hod^{-1}$),

$$\dot{m}_{red} = \dot{m} \frac{760}{p_b} \sqrt{\frac{t_b + 273}{288}}$$

kde \dot{m} je naměřený hmotnostní průtok vzduchu motorem ($kg.s^{-1}$). [2]

Jediná veličina, pro kterou se nevytváří korekce výkonu motoru, je vlhkost vzduchu. Test vlhkosti vzduchu se musí realizovat na motorech při hodnotám odpovídající nadmořským výškám do 4500 m pro potřebu posouzení výkonu letounu v těchto podmínkách letu. [7]

4.4 Tlaková zatížení (CS-E 640)

Touto zkouškou musí být zjištěno, že veškeré stacionární části motoru, které jsou vystavené působení potřebného tlakového zatížení, od kapaliny nebo plynu, nebudou během stabilizovaného jednominutového chodu motoru:

1. Vykazovat stálé deformace překračující provozní omezení, nebo vykazovat netěsnosti motoru, které by mohly vést k nebezpečné jevy motoru, pokud jsou vystaveny působení většího z následujících tlaků:
 - a. 1,1 násobek maximálního provozního tlaku, nebo
 - b. 1,33 násobek nominálního provozního tlaku, nebo
 - c. 35 kPa nad nominální provozní tlak.
2. Vykazovat trhliny, nebo roztržení částí, jestliže jsou podrobeny působení většího z následujících tlaků:
 - a. 1,15 násobku maximálního možného tlaku, nebo
 - b. 1,5 násobku maximálního pracovního tlaku, nebo
 - c. 35 kPa nad maximálním možným tlakem.

Při realizaci této zkoušky musíme vzít v úvahu:

1. provozní teplotu součástí,
2. veškerá ostatní statická zatížení vzniklá na motoru,
3. minimální reprezentativní mechanické vlastnosti materiálu a procesu použitého při výrobě součástí,
4. jiné nechtěné podmínky z pohledu geometrie, které jsou povolené typovým návrhem součástí. [7]

4.5 Vibrační zkouška motoru (CS-E 650)

Příčinou vzniku vibrací na proudovém motoru je především díky nevyváženosti rotujících částí motoru, například lopatky, celé rotory, ložiska, apod. Vibrace mohou být také vyvolány díky aerodynamického buzení vibračního namáhání. Pro potlačení těchto vibrací je nutno klást důraz jak na statické, tak dynamické vyváženosti těchto součástí.

U proudového motoru je nutnost dbát na vibrační charakteristiku jednotlivých dílů, které musí být v rozsahu zapsaném v příručce tohoto motoru. Tato zkouška musí pokrýt rozsahy tahu a rychlosti rotace každého rotoru, které odpovídají rozsahu všech režimů motoru. První zkouška trvá 2 minuty a více a je nutno pokrýt rozsah otáček od volnoběžných až do 103% maximálních otáček motoru. Druhá zkouška je pokrytí otáček od volnoběžných až po 100% maximálních otáček motoru. Třetí zkouška probíhá při 100% maximálních překročení otáček všech rotorů. Dojde-li při zkoušce s uměle vybuzenými vibracemi, např. nevyvážeností rotoru, nepravidelným chodem palivové trysky, nebo špatným chodem motoru, musí být tímto testem prokázáno, že tyto vibrace nevyvolají nebezpečný jev pro tento motor.

Zhodnocení této zkoušky musí zahrnovat:

1. veškeré vlivy na vibrační charakteristiku rotoru při provozu s předpokládanými změnami jako nastavení úhlů statorových lopatek, odběru, nebo odpouštění vzduchu, nejnepříznivější podmínky proudu vzduchu vstupujícího do motoru a vystupujícího ve výtokové trysce motoru,
2. aerodynamické a aeromechanické jevy, které mohou vybudit třepetání na částech motoru náchylným k tomuto druhu vibrací. [7]

4.6 Tlak a teplota paliva (CS-E 660)

Díky této zkoušce je stanoven nejnižší a nejvyšší možná tlak paliva a limity teploty paliva, pro které má být motor chválený k provozu. Příslušná agentura musí stanovit výrobci, zda zkouška je prováděna pouze na zkušebním zařízení, nebo zkoušky na hotovém motoru. Agentura může nařídít i oba testy dohromady. [7]

4.7 Kontaminované palivo (CS-E 670)

Zkouška motoru na kontaminované palivo má prokázat, že kompletní palivový systém motoru je schopný dostatečně pracovat i s palivem, který obsahuje určité množství tekutých, nebo pevných kontaminujících látek vyskytujících se při provozu letounu. Tento test probíhá dostatečně dlouhou dobu, aby došlo k zajištění, že následkem tohoto jevu nedojde ke špatnému chodu pohonné jednotky.

Průkaz vydaný touto zkouškou musí poskytovat jistotu, že:

1. palivový systém motoru není špatně ovlivněn kontaminací paliva, která by mohla proniknout jakýmkoliv filtrem bezprostředně, nebo během následujících chodů motoru,
2. činnost motoru bude po dobu nejméně poloviny maximální doby trvání letu letounu, na kterém bude pohonná jednotka pravděpodobně zastavěna, se stejnou hodnotou kontaminace paliva jako v době, kdy je indikovaná následující možnost zablokování filtru. [7]

4.8 Vlivy náklonu a gyroskopických zatížení (CS-E 680)

Touto zkouškou musí být prokázáno, že jakýkoliv náklon pohonné jednotky nemá žádný škodlivý vliv na funkčnost motoru. Motor musí být navržen tak, aby odolal veškerým gyroskopickým zatížením vzniklým normálními letovými obraty letounu. [7]

4.9 Odběr vzduchu z motoru (CS-E 690)

Tato zkouška je prováděna na motorech, u kterých se počítá s odběrem vzduchu z motoru pro potřeby letounu nebo samotné pohonné jednotky. V tomto případě je standardní program vytrvalostní zkoušky CS-E 740 změněn podle programu CE-E 690. Výjimkou je prokázání samostatnou analýzou nebo zkouškou.

Obecné části zkoušky:

1. je nutné provést zkoušku odběr vzduchu z motoru u konce každé etapy vytrvalostní zkoušky motoru,
2. u vytrvalostní zkoušky motoru je nutné v etapě 3, 7, 13, 17 a 23 provést zkoušku činnosti odběru vzduchu za všech podmínek chodu, pro které mají být odběry vzduchu z motoru schváleny,
3. je nutné provést všechny zkoušky, které jsou nezbytné pro průkaz dostatečného chodu motoru a odběrů vzduchu,
4. v průběhu této zkoušky můžou být otáčky motoru sníženy, aby nedošlo k překročení limitu teploty výstupních plynů motoru,
5. kalibrační zkouška prokáže správný chod odběru vzduchu z motoru jak pro jednotlivé, tak pro všechny možné odběry najednou,
6. zkouška musí prokázat, že odběr vzduchu z motoru je vhodný pro použití v systému ventilace a přetlakování kabiny letounu,
7. musí být provedena analýza závad systémů motoru, které můžou ovlivnit čistotu vzduchu odebíraného z motoru a po domluvě s příslušnou agenturou stanovit stupně znečištění vzduchu, které by mohly při závadě nastat. [7]

4.10 Převýšení provozních podmínek (CS-E 700)

Pokud by některá z provozních podmínek (tlak kapaliny nebo plynu, tah, teplota kapalin či plynů) ověřovaná v jiné kapitole této hlavy mohla být převýšena za normálních, nebo jen pravděpodobných nouzových podmínek v rámci letové obálky dané výrobcem motoru, musí být příslušené agentuře prokázáno, že jakékoliv nejnevhodnější podmínky, které mohou při provozu motoru nastat, nemají žádný nepříjemný vliv na pohonnou jednotku. [7]

4.11 Zkouška zabrzdění rotorů (CS-E 710)

Pokud je motor vybaven zařízením pro bránění rotace motoru, musí se podřídit zkoušce, která zahrnuje 25 zabrzdění a odbrzdění rotoru(ů). Test musí být prováděn za těchto podmínek:

1. motor musí být vypnut na jmenovitém maximálním trvalém výkonu,
2. soustavu pro zastavení rotoru je nutno ovládat tak, jak je popsáno v instrukcích pro provoz motoru,
3. soustava musí být zatížena maximálním krouticím momentem, který může při trvalém letu za těchto podmínek vzniknout,
4. po zabrzdění rotoru musí být zastaven minimálně 5 minut u každého z 25 testů při těchto podmínkách. [7]

4.12 Zkouška trvalého zapalování (CS-E 720)

Pro případ letu v nepříznivých atmosférických podmínkách je pilot letounu povinen spustit zapalovací soustavu do režimu kontinuálního zapalování. Tento režim snižuje možnost zhasnutí motoru. Při tomto režimu je výkon zapalování snížený, aby nedošlo k velkému opotřebení zapalovací soustavy. [2]

Specifikace pro úspěšné testování zapalování:

1. příslušná agentura stanoví dohodnuté samostatné zkoušky zapalovací soustavy konkrétního motoru pro průkaz, že systém je bezpečný a účinný v podmínkách vyžadující trvalé zapalování,
2. trvalé zapalování musí být testováno v průběhu vhodných vytrvalostních zkoušek motoru ve fázích, které odpovídají pravděpodobnému využití v provozu letounu,
3. program musí obsahovat použití trvalého zapalování po maximální dobu odpovídající zhruba 1000 hodinám provozu motoru, nebo
4. je přijatelné provést příslušný program vhodné zkoušky, která prokáže bezproblémový chod soustavy po dobu 10 hodin v cyklech nejméně po půl hodině ve všech režimech motoru. [7]

4.13 Kalibrační zkoušky motoru (CS-E 730)

Během vytrvalostní zkoušky motoru CS-E 740 mohou nastat změny tahu nebo výkonu motoru. Takovéto změny musí být stanoveny v kalibrační křivce tahu nebo výkonu motoru, které jsou identifikovány pomocí zvláštních zkoušek provedených bezprostředně před vytrvalostní zkouškou a na jejím konci, nebo pomocí měření v průběhu první a poslední části vytrvalostní zkoušky motoru. Musí být uvedeny měření od nejmenšího po největší jmenovitý tah motoru. Výjimkou tohoto testu je jmenovitý 30 sekundový a 2 minutový OEI výkon. [7]

4.14 Vytrvalostní zkouška motoru (CS-E 740)

Zkouška vytrvalosti motoru je jedna z nejdůležitějších zkoušek prováděné na proudovém motoru. Tato zkouška má 25 fází. Každá z fází trvá 6 hodin. Veškeré fáze zahrnují dalších 4 – 8 kroků, které se odlišují podle testovaného motoru. Tento test je realizován nepřetržitě. Dojde-li k zastavení motoru, musí být tento krok znovu opakován. Pokud dojde během testu k více počtům zastavení motoru, musí být celá vytrvalostní zkouška opakována od první fáze.

Test vytrvalosti motoru zahrnuje tyto podmínky:

1. zkouška startu motoru se provádí mezi jednotlivými fázemi testu vytrvalosti,
2. změna polohy plynové páky mezi jednotlivými kroky musí trvat méně než 1 vteřinu,
3. tlak oleje motoru během testování motoru je nastaven dle příručky motoru,
4. tlak oleje je v určitých fázích testu nastaven na hodnotu odpovídající nominálního režimu motoru, výjimkou je motor s již splněným obdobným testem,
5. do celkového času testu motoru se nepočítá čas, který je potřebný ke změně tahu motoru,
6. otáčky motoru je nutno dodržovat dle stanovených tolerancí, které jsou zapsány ve zkušebním plánu, v potaz se bere rychlost motoru a okolní podmínky motoru,
7. veškeré rozměry částí motoru musí být před zhotovením motoru podrobeny přesnému měření z důvodu změny velikosti v průběhu zkoušky vlivem deformace, nebo opotřebení.

Součástí vytrvalostního testu motoru je snímání jednotlivých výkonnostních charakteristik. Zaznamenávají se také jakékoliv překročení daných provozních limitů motoru. Také se měří teplota výtokových plynů, které se v závislosti na zvoleném režimu letu mění. Tyto hodnoty dále slouží k určování provozních teplotních mezních hodnot motoru. Na zkušebním zařízení se při testování více-hřídelových motorů nemusí povést roztočení všech rotorů na maximální otáčky. V tomto případě je postup takový, že je zkouška realizovaná pro požadovanou teplotu nasávaného vzduchu a motor je nutné přezkoušet na překročení maximálních otáček všech rotorů. Po úspěšném ukončení vytrvalostního testu motoru je nutné motor přeměřit a tyto rozměry porovnat s hodnotami naměřenými před kompletací motoru. Toto měření dokáže, že změny velikosti součástí motoru nemají vliv na následující bezpečný a bezproblémový chod proudového motoru.

Každá z 25 šestihodinových fází zahrnují:

1. jednu hodinu se střídáním 5 minutových běhů mezi režimem vzletovým a režimem na minimální otáčky pozemního volnoběhu,
2. 1 hodinu a 30 minut běhu motoru při maximálním trvalém výkonu motoru,
3. 2 hodiny a 30 minut zahrnující rozsah 15 přibližně stejných nárůstu výkonu od minimálních otáček motoru až po (ale ne včetně) maximálního trvalého výkonu motoru,
4. 30 minut akcelerací a decelerací motoru během 6 cyklů od nejnižších otáček až po vzletový tah motoru, při čemž vzletový tah trvá 30 sekund. [7]

4.15 Zkouška zrychlování motoru (CS-E 745)

Zkouška zrychlování motoru testuje rychlost odezvy motoru na změnu polohy plynové páky.

Pro úspěšné absolvování testu jsou dány následující podmínky:

1. zkouška je prováděna změnou polohy plynové páky z 15% vzletového režimu na 95% vzletového režimu,
2. doba změny polohy plynové páky musí být kratší, než jedna vteřina,
3. při testu se nesmí motor přehřívat,
4. při testu nesmí dojít k pumpáži, nebo odtržení proudu,
5. při testu nesmějí vznikat rázy, ani vibrace motoru,
6. změna tahu motoru musí být realizovaná do 5 vteřin, pokud není, musí být zdůvodněná,
7. zkouška musí prokázat, že zrychlování motoru nezpůsobí žádné poškození motoru,
8. zkouška je realizovaná jak při minimálním, tak maximálním odběrem vzduchu z motoru.

Zkouška je dále realizovaná:

1. s žádným odběrem vzduchu a výkonu z motoru,
2. s maximálním odběrem vzduchu a výkonu z motoru pro potřeby letadla,
3. s proměnlivým odběrem vzduchu a výkonu z motoru pro potřeby letadla. [7]

4.16 Zkouška spouštění motoru (CS-E 750)

Spouštěcí soustava nám slouží ke spuštění motoru ve všech možných fázích letu. Zkouška spuštění motoru tedy probíhá v rozmezích tlaků 500 až 780 mm Hg a v rozmezích teplot od -50°C až +50°C. Dle velikosti proudového motoru a složitosti letounu se řeší způsob zapalování. Formy spouštění jsou od nejjednodušších ručních až po plně automatické systémy spouštění. Spouštěcí soustava musí být schopna zajistit několikanásobné spuštění motoru jak na zemi, tak za letu. Nežádoucími jevy při spouštění motoru jsou pumpáže motoru, utržení plamene ve spalovací komoře a přehřátí turbíny. Spouštěcí soustava musí být také schopna spustit motor i bez použití pozemních zdrojů, či pomocné palubní jednotky letadla. Celá soustava by měla být co nejlehčí a nejmenší, aby příliš nenavyšovala suchou hmotnost motoru. Automatické spuštění motoru se musí uskutečnit za co nejkratší dobu, určenou technicko-taktickými požadavky na motor. Obvyklá doba spuštění motoru bývá do 2 minut. U motorů ovládaných jednotkou FADEC je spuštění motoru zcela automatické. [2]

Tato zkouška se skládá z 25 startů studených a 10 startů teplých. Teplým startem motoru je spuštění motoru do 15-ti minut od jeho vypnutí po delším chodu. Studeným startem motoru je spuštění motoru po 2 hodinách a více po jeho vypnutí. Všechny tyto starty se provádí při vytrvalostní zkoušce motoru. Během spouštění motoru se zapisuje doba nezbytná k zapálení směsi a zrychlení motoru na volnoběžné otáčky. Zkouška je realizovaná také s 10 neúspěšnými starty, po kterých následuje spuštění motoru po uplynutí nezbytné doby k drenážování paliva z motoru. Neúspěšný start motoru je takový, u kterého nedojde k zapálení paliva. Vytrvalostní zkouška motoru končí několikanásobným spuštěním motoru tak, aby celkový počet startů motoru byl minimálně 100. Tyto přídatné testy spuštění motoru mohou být jak teplé, tak studené. [7]

4.17 Zkoušky spouštění při nízké teplotě (CS-E 770)

Při provozu letadla je někdy nezbytné spustit motory v extrémně nízkých teplotách. Pro prokázání bezproblémového spuštění motoru je nutné provést zkoušku spuštění motoru podle CS-E 770.

Zkouška spuštění motoru při nízké teplotě musí prokázat:

1. spuštění a poté zrychlování motoru s nejnižší teplotou okolí, která je deklarována výrobcem motoru (pokud tomu není jinak, teplota pro provoz je daná teplotou oleje motoru),
2. spuštění motoru při nejnižší teplotě deklarované pro provoz letounu při maximálním spouštěcím momentu nepůsobí jakékoliv poškození motoru (pokud je nezbytné použít nestandardní postup spuštění motoru, je nutné uvést tuto výjimku v instrukcích pro provoz motoru jako dodatek k normálnímu postupu spouštění),
3. olej při nejnižší deklarované teplotě pro vyjetí na vzletový tah při změně polohy plynové páky z volnoběžného režimu na režim vzletový za dobu kratší než 1 vteřina nevyvolá žádné nežádoucí účinky na motoru, nebo jeho poškození. [7]



Obr. 68 Zkušebna pro extrémně nízké teploty [42]

4.18 Zkoušky v podmínkách námrazy (CS-E 780)

Námraza patří mezi povětrnostní jevy, které zřetelně ovlivňují aerodynamické charakteristiky letadla snížením součinitele vztlaku a zvýšením součinitele odporu. Tento jev se projevuje vznikem ledových krystalů na povrchu letounu. Tyto krystalky vznikají zamrznutím kapének vzdušné vlhkosti při styku s povrchem o teplotě 0°C a nižší. Námraza může také vznikat sublimací vzdušné vlhkosti na prochlazeném povrchu letounu. Při teplotě nižší než -4°C klesá možnost vzniku námrazy a při teplotě nižší než -12°C námraza na letounu téměř nevzniká. Z toho plyne, že největší pravděpodobnost vzniku námrazy je při teplotách od -4°C do 0°C .

Tato zkouška se koná, pokud nelze jiným způsobem dokázat spolehlivou funkčnost motoru při vzniku námrazy. Při testování motoru nesmí dojít ke skokové změně tahu motoru, zvýšení provozních teplot motoru, znesnadnění ovládání motoru nebo jakémukoliv většímu mechanickému poškození motoru. Jestliže zkouškou vznikne mechanické poškození, je nutné uskutečnit další test motoru, který dokáže, že mechanické poškození na motoru nezpříčiní selhání motoru. Nutnost realizovat tuto zkoušku na motoru je pouze za předpokladu, že daný motor bude používán v situaci, při které může dojít ke vzniku námrazy motoru.

Motor při námraze nesmí:

1. skokově, nebo trvale ztratit tah motoru,
2. výrazně zvyšovat provozní teploty motoru,
3. zhoršovat samotné ovládání motoru,
4. vykazovat jakékoliv mechanické poškození. [7]



Obr. 69 Vznik námrazy na dmychadlu [43]

4.19 Zkouška nasátí deště a krup (CS-E 790)

Tento test je realizován výstřelem krup do sacího ústrojí pohonné jednotky. Rychlost krup je rovna maximální pravé vzdušné rychlosti daného letounu do nadmořské výšky 4500 m. Test je nutné provádět tak, že minimálně polovina vystřelených krup je namířena do nejkritičtějšího místa vstupu do motoru. Druhá polovina krup je namířena náhodně do vstupu motoru. Motor při zkoušce je nastaven na maximální trvalý výkon. Kroupy musí být vystřeleny v rychlém sledu pro simulaci reálné simulace s kroupami.

Velikost a počet vystřelených krup je daná následujícími vztahy:

- jedna kroupa o průměru 25 mm pro motory s plochou vstupního zařízení nepřevyšující $0,0645 \text{ m}^2$,
- jedna kroupa o průměru 25 mm a jedna kroupa o průměru 50 mm na každých $0,0968 \text{ m}^2$ průřezu vstupního zařízení pro motory s plochou převyšující $0,0645 \text{ m}^2$.

Zkouška je realizována 3 minutovým chodem motoru za deště na jakémkoliv režimu motoru a dále 30 sekundového chodu motoru s výskytem krup. Přijatelný provoz motoru je takový, že nedojde k zhasnutí motoru (utržení plamene), nekontrolovatelnému poklesu otáček motoru, trvalé nebo neodstranitelné pumpáže, nebo k odtržení proudu či ztrátě možnosti akceleraace/deceleraace. Dále musí být prokázáno, že po nasátí krup nedošlo k mechanickému poškození, k nepřiměřené ztrátě tahu motoru, nebo k jiným nepříznivým jevům na motoru vyžadující vypnutí motoru. Při zkoušce na déšť vlivem odpařování vody v kompresoru dojde k poklesu otáček a tím i výkonu motoru. Zkouška se provádí od volnoběžných otáček až po otáčky potřebné k maximálnímu tahu a měří se vliv množství vstřikované vody na poklesu otáček. Během testování nesmí dojít k tak velkému poklesu otáček, že by vysadili elektrické generátory na motoru. [7]



Obr. 70 Test nasávání deště [44]

4.20 Zkouška nasátí ptáka a hejna ptáků (CS-E 800)

Zkouška nasátí ptáka, nebo celého hejna se provádí kvůli pravděpodobnému nasátí ptactva motorem, zvláště při vzletu a přistání. Tento test nám má zaručit, zda funkčnost motoru nebude vlivem střetu s ptákem či ptactvem omezena. Kvůli této hrozbě se v okolí letišť umísťují plašiče ptáků (rázná akustická zařízení), nebo také cvičení dravci, kteří v okolí letiště ptactvo plaší, neboť při vzletu a přistání je střet s ptactvem nejpravděpodobnější.

Tento test motoru se rozlišuje podle počtu a velikosti ptáků v závislosti na ploše vstupního ústrojí motoru.

Test probíhá v klimatických podmínkách umožňující maximální vzletový režim s největším tahem motoru. To dosáhneme vhodnou kombinací teploty a tlaku (nadmořské výšce) okolního ovzduší. [7]



Obr. 71 Hejno ptáků ohrožující letoun [45]

4.20.1 Zkouška nasátí jednoho velkého ptáka

Tento test probíhá pomocí speciálního zařízení umístěného před motorem, který umožní vystřelit do vstupního ústrojí motoru ptáka. Takovýto výstřel je nutno realizovat přímo do nejkritičtějšího místa vstupního ústrojí motoru a pták musí být vystřelen rychlostí 200 uzlů (cca 370 km/h). Hmotnost takového ptáka je daná v závislosti na velikosti plochy v kolmém průřezu vstupního ústrojí.

Velikost plochy vstupní soustavy motoru A (m ²)	Hmotnost ptáka (kg)
A < 1,35	1,85
1,35 ≤ A < 3,90	2,75
3,90 ≤ A	3,65

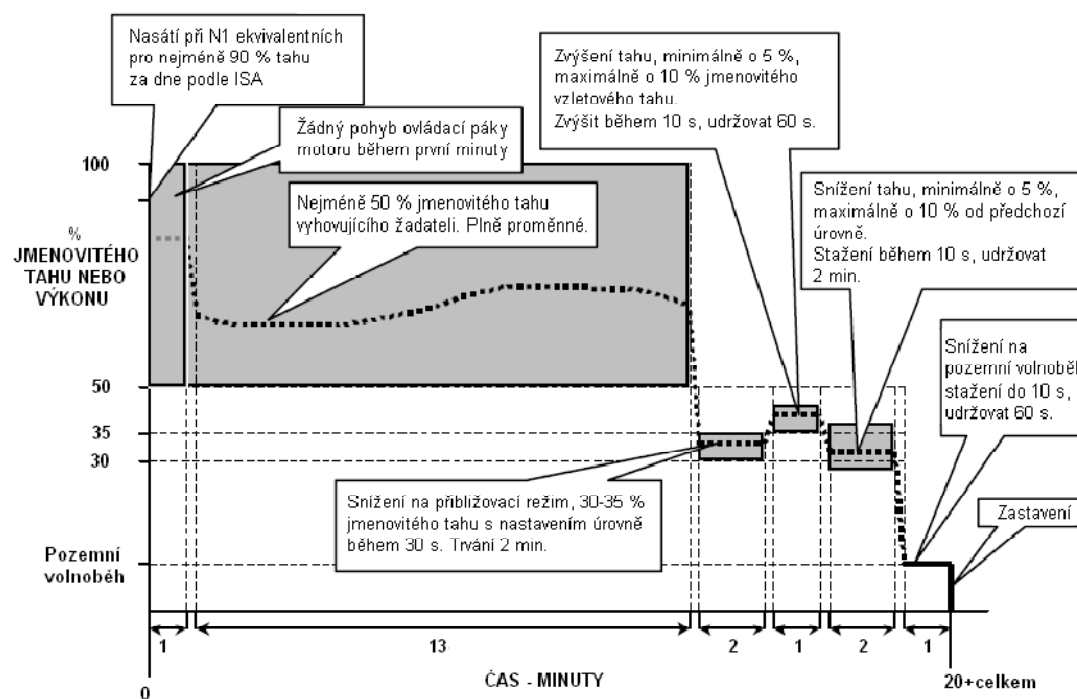
Tab. 1 Závislost hmotnosti ptáka na velikosti vstupní plochy motoru

Takováto zkouška má ovšem i předem daný postup, který udává pohyby plynové páky motoru. Tento postup se skládá z následujících kroků:

1. plynová páka je v poloze maximálního vzletového režimu,
2. 1 minutu po nasátí ptáka se plynová páka ponechá na vzletovém režimu,
3. 13 minut se tah motoru udržuje na větším než 50% vzletového režimu,
4. 2 minuty je tah udržován na 30% - 35% vzletového režimu,
5. 1 minuta s navýšením tahu motoru o 5% - 10% vzletového režimu,
6. 2 minuty se sníženým tahem motoru o 5% - 10% vzletového režimu,
7. 1 minutu při volnoběžném režimu motoru,
8. vypnutí motoru. [7]

Další kroky upřesňující manipulaci s plynovou pákou a další požadavky:

1. změna polohy plynové páky mezi jednotlivými kroky musí trvat méně než 10 vteřin,
2. výjimkou je přechod mezi kroky 2 a 3, při kterém pohyb plynové páky může trvat i 30 vteřin,
3. s plynovou pákou lze manipulovat pouze v rámci stanovených tolerancí, tedy v kroku 4, 5 a 6,
4. do celkového času testu není započítán čas potřebný ke změně polohy plynové páky,
5. při testování motoru nesmí dojít k jeho zhasnutí, výjimku tvoří krok 8,
6. při testování motoru nesmí dojít ke vzniku nebezpečného jevu motoru,
7. při testování motoru nesmí dojít v kroku 3 k poklesu tahu motoru pod 50% vzletového režimu. [7]



Obr. 72 Průběh testu popisující limitní ztráty výkonu [7]

4.20.2 Zkouška nasátí hejna ptáků

Jedna z nejdůležitějších zkoušek, kterou jsou motory podrobeny, je simulace střetu motoru s hejnem ptáků, protože takovýto střet může vést k úplnému zničení motoru. Rychlost vystřelovaných ptáků je u této zkoušky volen od minimální rychlosti letu až po maximální rychlost letu za normálních podmínek do 1500 ft (450 m) výšky letu nad zemí.

V tab.2 je uvedená hmotnost a počet ptáků v závislosti na ploše vstupního ústrojí. Společně s těmito ptáky je nutno vystřelit také ptáky o hmotnosti 85 g, jejichž počet závisí na velikosti vstupního ústrojí. Na každých 0,032 m² plochy vstupního ústrojí se použije právě jeden pták. Maximální počet těchto malých ptáků je však omezen na 16, proto u motorů s větší plochou než 1,35 m² je nutno provést přídatný test uvedený také v tab.2. Při tomto testu nesmí dojít ke zhasnutí motoru, ani ke ztrátě tahu o více jak 25%.

Požadavky kladené na tuto zkoušku:

1. doba vystřelení ptactva trvá nejdéle jednu vteřinu, aby test byl co nejrealnější,
2. plynová páka je v poloze maximálního vzletového režimu,
3. 2 minuty po střetu nepohybujeme s plynovou pákou,
4. 3 minuty je tah udržován na 75% vzletového režimu,
5. 6 minut je tah udržován na 60% vzletového režimu,
6. 6 minut je tah snížen na 40% vzletového režimu,
7. 1 minuta při volnoběžném režimu,
8. 2 minuty je tah navýšen na 75% vzletového režimu,
9. ustálení otáček motoru na volnoběžném režimu,
10. vypnutí motoru. [7]

	Test motoru	Dodatečný test motoru
Velikost plochy vstupní soustavy motoru A (m ²)	Počet ptáků * hmotnost ptáka (kg)	Počet ptáků * hmotnost ptáka (kg)
$A < 0,05$	0	0
$0,05 \leq A < 0,10$	1 * 0,35	0
$0,10 \leq A < 0,20$	1 * 0,45	0
$0,20 \leq A < 0,40$	2 * 0,45	0
$0,40 \leq A < 0,60$	2 * 0,7	0
$0,60 \leq A < 1,0$	3 * 0,7	0
$1,00 \leq A < 1,35$	4 * 0,7	0
$1,35 \leq A < 1,70$	1 * 1,15 + 3 * 0,7	1 * 1,15
$1,70 \leq A < 2,10$	1 * 1,15 + 4 * 0,7	1 * 1,15
$2,10 \leq A < 2,50$	1 * 1,15 + 5 * 0,7	1 * 1,15
$2,50 \leq A < 2,90$	1 * 1,15 + 6 * 0,7	1 * 1,15
$2,90 \leq A < 3,90$	1 * 1,15 + 6 * 0,7	2 * 1,15
$3,90 \leq A < 4,50$	3 * 1,15	1 * 1,15 + 6 * 0,7
$4,50 \leq A$	4 * 1,15	1 * 1,15 + 6 * 0,7

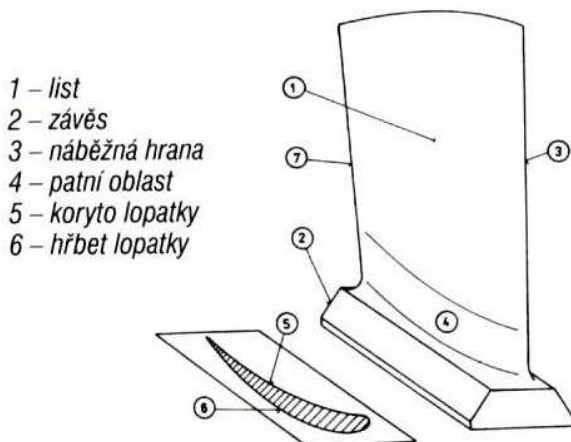
Tab.2 Závislost množství a váhy ptáků na velikosti vstupní plochy motoru [7]

4.21 Porucha lopatky kompresoru a turbíny (CS-E 810)

Při testu musí být prokázáno, že jakákoliv lopatka axiálního kompresoru či turbíny bude po poruše zadržena v motoru. Dále nesmí vzniknout nebezpečné jevy motoru jako příčina jiného možného poškození motoru způsobené lopatkou při době potřebující k zastavení motoru. K oddělení lopatky dochází po překročení maximálních otáček motoru. [7]

Jednou z nejdůležitějších částí motoru je turbína. Turbína slouží k transformaci tepelné energie na energii mechanickou. Tato vytvořená mechanická energie je využita k pohonu kompresoru a pomocných agregátů motoru. Turbína je složená z několika stupňů, které se skládají ze dvou částí. První část je statorová a je tvořená oběžným kolem pevně spojeným se skříní motoru, ve kterém se tepelná energie plynu mění na kinetickou energii. Druhá část je rotorová a je tvořená oběžným kolem, pomocí kterého se mění kinetická energie na energii mechanickou. [4]

Nejkritičtější částí lopatky je závěs. Závěs slouží k uchycení lopatky do rotoru. V závěsu lopatky dochází ke koncentraci napětí, které snižujeme pomocí zaoblování zubů závěsu.

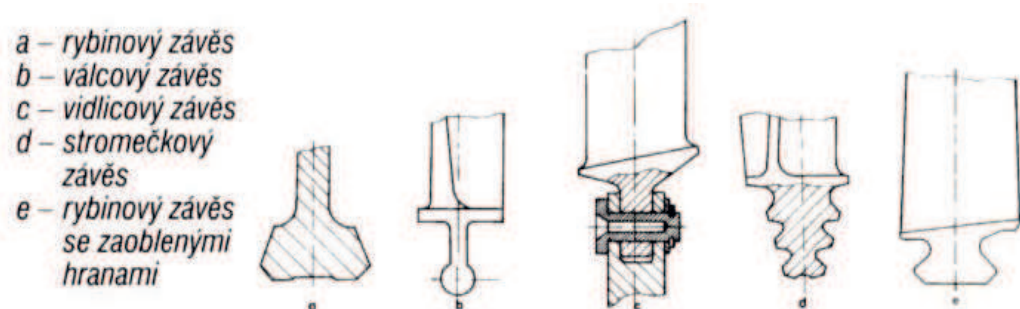


Obr. 73 Lopatka axiálního kompresoru [1]

Lopatky jsou vyráběné ze slitin hliníku, titanu, oceli, nebo vysokoteplotních slitin jako NIMONIC a INCONEL. Oběžné lopatky axiálního kompresoru se vyrábějí klasickým třískovým obráběním.

Pro uchycení lopatek kompresoru se používají v zásadě tři druhy závěsu:

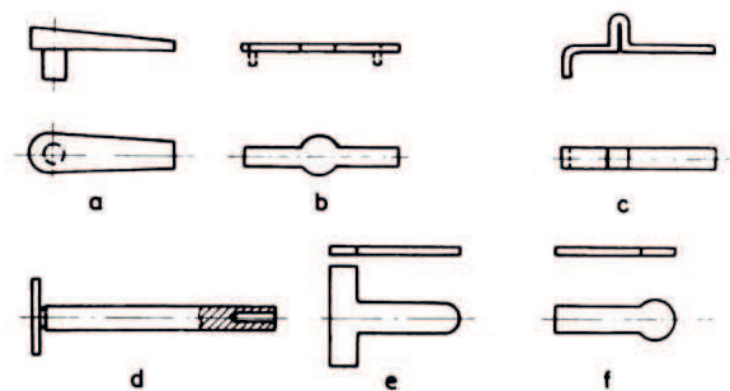
- rybinový závěs,
- vidlicový závěs,
- válcovitý závěs.



Obr. 74 Závěsy kompresorových lopatek [1]

Stroměčkového závěsu se používá u lopatek kompresorů zřídka, protože hliníkové slitiny použité na výrobu mají malou plasticitu a často dochází k poruchám v těchto zámcích. Stroměčkový závěs se používá pouze u ocelových lopatek.

Lopatky je dále nutno zajistit proti vysunutí z drážek v důsledku axiálních sil. Jistí se buď jednotlivě pomocí kolíků, čepů, pružných kroužků nebo plechových pojistek, nebo se jistí všechny najednou pomocí krycího prstence.



Obr. 75 Typy pojistek oběžných lopatek [1]

Oběžné lopatky kompresorů musí splňovat tyto požadavky:

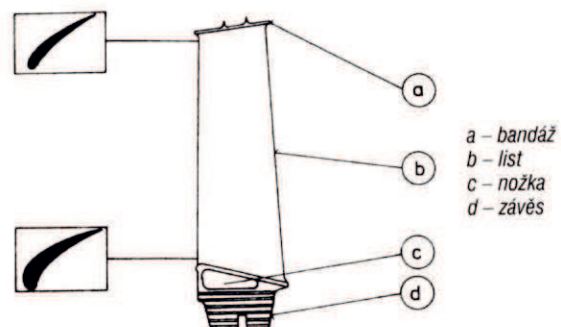
1. profilová část lopatky musí mít dobré aerodynamické vlastnosti, aby kompresor vykazoval dobrou účinností pomocí malého odporu lopatky, vysokého vztlaku a schopnosti pracovat v široké škále úhlu náběhu bez odtržení proudu,
2. volbou materiálu a tvaru lopatky musí být zajištěná vysoká pevnost lopatky, neboť je lopatka namáhaná odstředivými silami, ohybem od reakcí plynu a krutem,
3. profilová část musí být vyrobena s maximální přesností, povrch lopatek musí být vyleštěn, protože stopy po obrábění mohou být výchozím bodem pro trhliny a lomy a také zhoršují obtékání profilu,
4. lopatky nesmí kmitat s velkým rozkmitem v pracovních režimech motoru, při návrhu lopatky je nutné volit takový tvar, aby těžiště jednotlivých řezů lopatky ležely na radiále pro eliminaci dalších ohybových zatížení vyvolané odstředivou silou.



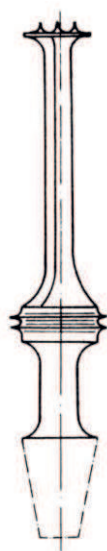
Obr. 76 Číslování lopatek před testem [46]

Plynové turbíny dělíme podle několika hledisek:

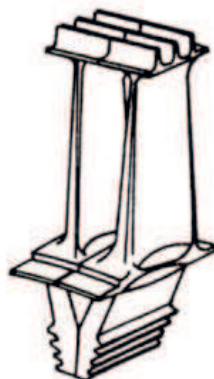
1. podle směru průtoku plynu turbínou:
 - a. osově (axiální)
 - b. dostředivé (radiální)
2. podle místa expanze plynů:
 - a. akční (rovnotlaké) – expanze plynů probíhá jen ve statorové části turbíny
 - b. reakční (přetlakové) – expanze plynů probíhá jak ve statorové, tak rotorové části turbíny
3. podle pracovního cyklu:
 - a. s kontinuálním pracovním cyklem
 - b. s přerušovaným (výbušným) pracovním cyklem
4. podle způsobu přívodu plynu na oběžné kolo:
 - a. s částečným (parciálním) ostřikem
 - b. s úplným ostřikem
5. podle počtu stupňů turbíny:
 - a. jednostupňové
 - b. vícestupňové



Obr. 77 Oběžná turbínová lopatka [1]



Obr. 78 Lopatka turbíny s prodlouženou nožkou [1]



Obr. 79 Párové lopatky turbíny [1]

4.22 Maximální překročení otáček motoru (CS-E 830)

Pokud je pro rotační systém pohonné jednotky požadováno schválení maximálního překročení otáček, musí být tato zkouška realizovaná na kompletním motoru, nikoliv na jedné či více částech rotoru. Zkouška může být schválená pomocí údajů naměřených na motoru podobné konstrukce.

Podmínky pro úspěšné splnění zkoušky:

1. 15 minut celkově při chodu motoru na maximální překročení otáček rotoru, které mohou být rozděleny na menší úseky, jejichž nejkratší doba je 2 minuty a 30 sekund,
2. pokud vlivem dosažení maximální možné teploty plynu vstupujícího do turbíny nelze dosáhnout požadovaného překročení otáček motoru, pak je limit maximálního překročení otáček motoru roven otáčkám motoru při dosažení maximální možné teploty plynu vstupujícího do turbíny,
3. dosažení teploty oleje maximálně na hodnotu maximální deklarovanou provozní teplotu.

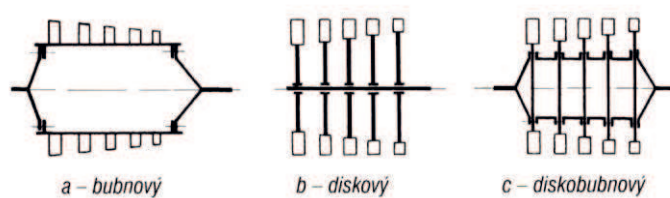
Po ukončení této zkoušky musí být motor schopen dalšího chodu. Tato zkouška může být realizována v průběhu vytrvalostního testu motoru. [7]

4.23 Integrita rotoru (CS-E 840)

Rotor je rotační část motoru, která má funkci uchytit oběžné lopatky kompresoru a turbíny. Rotor je uložený téměř výhradně do valivých ložisek. Poněvadž je rotor za provozu motoru teplotně namáhán a tím tepelně pracuje (roztahuje se nebo zkracuje) je nutné mít pouze jedno ložisko kuličkové a ostatní válečkové, aby byl možný axiální posun rotoru. Jedině kuličkové ložisko je schopné přenášet jak radiální, tak axiální zatížení. Pro to je umístěno v oblasti kompresoru s nižší teplotou okolí ložiska. [4]

Rotory použité na uchycení oběžných lopatek kompresoru se dají rozdělit na typy dle konstrukce:

1. rotor bubnový – tvořen válcovitým, nebo kuželovitým pláštěm, do něhož jsou usazeny oběžné lopatky, rotor je zakončen čelními plochami s čepy pro uchycení rotoru do ložisek, výhodou takového uspořádání je snadná výroba a dobrá ohybová tuhost, nevýhodou je omezená obvodová rychlost rotoru díky obrovským odstředivým silám vybuzeným samotnou váhou rotoru,
2. rotor diskový – tvořen soustavou disků nasunutých na hřídel, kterou se přenáší krouticí moment od turbíny do kompresoru, výhodou takového uspořádání je vysoká pevnost tudíž možnost vyšší obvodové rychlosti, používá se pro kompresory s vysokým stlačením vzduchu, nevýhodou je nižší ohybová tuhost rotoru a velká výrobní náročnost,
3. rotor diskobubnový – tvořen z disků, mezi které je vložena válcová podložka spojené s disky pomocí šroubů nebo kolíků, jedná se o nejrozšířenější typ rotoru, který kombinuje výhody obou výše zmíněných typů.



Obr. 80 Druhy rotorů axiálních kompresorů [1]

Použitý konstrukční typ rotoru u turbín je výhradně diskobubnový díky vysokému mechanickému a tepelnému namáhání. Pro eliminaci vibrací vzniknutých nevyvážeností rotoru se rotor pečlivě váží a vyvažuje pomocí ubrání materiálu z vhodných míst, nebo přidáním závaží do otvorů k tomuto určených. [1]

Pro všechny rotory dmyhadla, kompresoru a turbíny se musí stanovit zkouška nebo analýza, která ověří, že rotor, který má nejnepříznivější kombinaci vlastností užitého materiálu a rozměrových tolerancí nepraskne během chodu motoru po dobu 5 minut dle následujících bodů:

1. 120% maximálních dovolených otáček rotoru odpovídající všem jmenovitým výkonům motoru s výjimkou OEI výkonu kratšího než 2 minuty a 30 sekund,
2. 115% maximálních dovolených otáček rotoru odpovídajících všem jmenovitým výkonům OEI kratším než 2 minuty a 30 sekund,
3. 105% nejvyšších otáček rotoru, které by mohli nastat vlivem selhání určitých součástí nebo systémů motoru.

Při vysokých obvodových rychlostech rotoru dochází vlivem odstředivé síly k rozšíření rotoru. Zkouška musí prokázat, že toto rozšíření rotoru nesmí způsobit následující jevy:

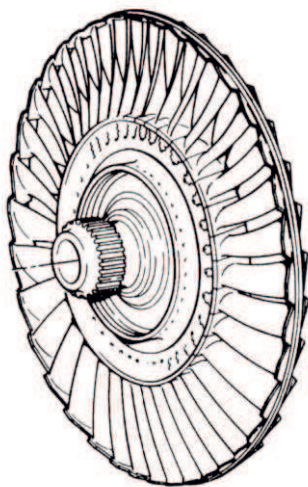
1. vznik požáru motoru,
2. proniknutí úlomku nebo části rotoru přes skříň motoru vlivem vysoké energie,
3. nebezpečné poruchy skříňe motoru,
4. vyvolat zatížení větší, než počáteční, pro která byla navržena uložení rotoru,
5. neschopnost zastavení motoru. [7]

4.24 Hřídele kompresoru, dmyhadla a turbíny (CS-E 850)

Cílem této zkoušky je prokázat, že poruchy hřídelových systémů nemají vliv na vytvoření nebezpečných účinků motoru a stanovit, že pravděpodobnost výskytu poruchy konstrukce hřídelových systémů je definovaná jako nepravděpodobná s malou pravděpodobností výskytu. [7]

4.25 Překročení teploty rotoru turbíny (CS-E 860)

Překročení teploty vstupující do turbíny je velice riskantní a tento jev může vést k naprostému zničení turbíny. Proto se musí stanovit pomocí analýzy, nebo zkoušky nejkritičtější teplotní limity, kterých může teplota dosáhnout při poruše přívodu chladicího vzduchu. Pouze poruchy součástí motoru, které jsou hodnocené jako nepravděpodobné s velmi malou pravděpodobností výskytu, nemusí být při zkoušce, nebo analýze brát v potaz. Přístrojové vybavení letadla monitorující funkci systému chlazení turbíny nemusí být vyžadováno, pokud je porucha chladicího systému turbíny nepravděpodobná s velmi malou pravděpodobností výskytu, nebo pokud by porucha chladicího systému nezpůsobila nebezpečný jev motoru před jejím zjištěním. [7]



Obr. 81 Volná turbína motoru PT6A-27 [1]

4.26 Zkouška překročení teploty výtokových plynů (CS-E 870)

Zkouška překročení teplot výstupních plynů slouží k určení maximální limity teploty výstupních plynů. Tuto zkoušku je možné realizovat v průběhu vytrvalostní zkoušky motoru. Tuto zkoušku není nutné provádět pro každý motor zvlášť, neboť může být alternativně proveden na motoru stejného typu.

Při této zkoušce musí motor běžet v takovém režimu, u kterého dochází k maximálnímu překročení teploty výstupních plynů motoru. Zkouška trvá 15 minut. Je-li to požadováno, smí být rozdělena do více částí. Každá tato část ovšem nesmí trvat méně než 2,5 minuty. [7]

4.27 Zkoušky vstřikování chladiva při vzletu a/nebo při OEI výkonu (CS-E 880)

U proudového motoru jsou tři možnosti dočasného zvýšení tahu motoru. Prvním způsobem je za pomoci přídavného spalování. Druhým způsobem je vstřikování vody do motoru. Třetím způsobem je mimořádné zvýšení tahu motoru.

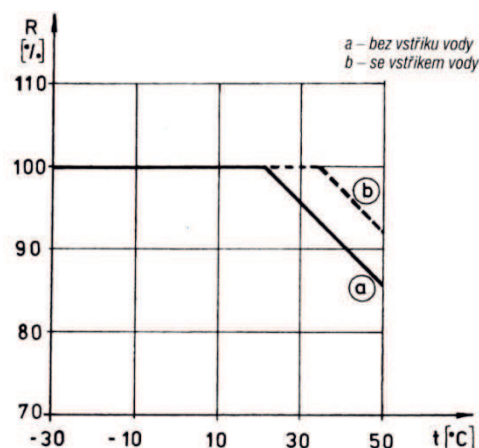
Existují dva typy vstřikování vody do motoru:

- vstřik vody do kompresoru,
- vstřik vody do spalovací komory.

Vlivem odpaření vstříknuté vody, nebo směsi vody s metanolem, dojde ke snížení teploty vzduchu na vstupu do kompresoru a ke zvýšení měrné hmotnosti nasávaného vzduchu.

Jedním typem je vstřik vody (popřípadě směsi vody s metanolem) do kompresoru. Tímto dojde k odpaření vstříknuté vody, nebo směsi ke snížení teploty vzduchu na vstupu do kompresoru, což má za následek snížení teploty nasávaného vzduchu a také ke zvýšení měrné hmotnosti proudícího vzduchu. Kompresor tak nasaje větší hmotnostní množství vzduchu, než by bylo při vnějších podmínkách, a toto zvětšené množství dodá do spalovací komory. [2]

Při spuštění tohoto systému vstřiku vody do motoru se většinou automaticky zvyšuje příпуск paliva tak, aby byla dosažena obvyklá provozní teplota před turbínou. Takto zvýšené množství výtokových spalin způsobuje navýšení tahu motoru o zhruba 10-15 %. Takové navýšení tahu se používá zejména při vyšších atmosférických teplotách pro udržení maximální hodnoty tahu motoru. [7]



Obr. 82 Vliv vstřiku vody do motoru na udržení plného výkonu do vyšších teplot atmosférického vzduchu [1]

Druhý způsob je vstřik vody, případně směsi přímo do spalovací komory. I v tomto případě dojde ke snížení vstupní teploty do turbíny. Tímto je možné, tak jako v předchozím

případě spálit větší množství paliva pro zachování původní hodnoty teploty před turbínou. V případě směsi vody s metanolem většinou teplotu dorovná hoření samotného metanolu, tudíž větší dodávka paliva není nutná. Tento způsob je výhodnější z hlediska dodávky většího množství chladicí kapaliny do motoru. Některé motory dokonce používají oba způsoby vstřikování vody do motoru najednou. [1]

Motor vybavený touto soustavou musí být prověřený na vypočtené zvýšení tahu a na bezproblémovou činnost této soustavy. Testování této soustavy je zahrnutá v první části vytrvalostní zkoušky motoru. Tedy veškeré zrychlování motoru musí být testovány i se spuštěným vstřikem vody do motoru. Tato zkouška se opakuje v deseti cyklech. Motory podrobené testu překročení maximálních otáček musí být také provedeny se spuštěným vstřikem vody.

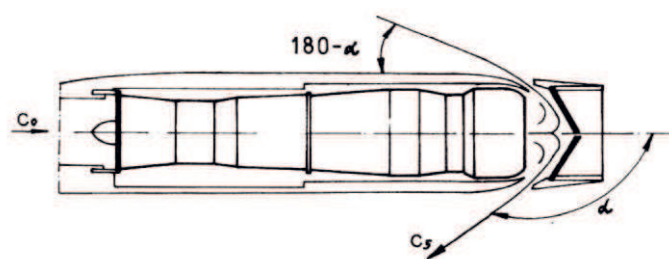
První část zkoušky je zaměřená na vytrvalostní zkoušku pro všechny režimy vzletu. Vstřik vody nesmí být přerušen, a proto motor musí veškeré zrychlování provádět společně se spuštěným vstřikem. Zkouška je rozdělená do 10 podobných fází. Motor, který je testován na překročení maximálních otáček musí tuto zkoušku absolvovat i se vstřikem chladiva do motoru. [7]

4.28 Zkouška reverzačního ústrojí (CS-E 890)

Obraceč tahu neboli reverzační ústrojí slouží k obrácení většiny z motoru vycházejících plynů o 90° až takřka 180° . Obrácení plynů se provádí několika způsoby, například vyklopením deflektorů za výstupní ústrojí motoru, nebo ještě před ní. Tímto je vyvozená brzdná síla motoru, která slouží výhradně k brzdění a tím pomáhá zkrátit brzdnou dráhu až o 30% a také umožňuje při pojíždění couvat. Zvláště tuto funkci využijeme při špatných klimatických podmínkách jako námraza nebo déšť, kdy by razantnější použití brzd vedlo ke smyku. Reverzační ústrojí lze použít vždy jen na zemi. I tak je pro certifikaci letadla požadováno bezpečné přistání bez použití reverzačního ústrojí. [6]

Zpětný tah motoru můžeme odvodit ze známé rovnice tahu:

$$R = \dot{m}[c_5 \cos(180 - \alpha) - c_0] \quad [2]$$



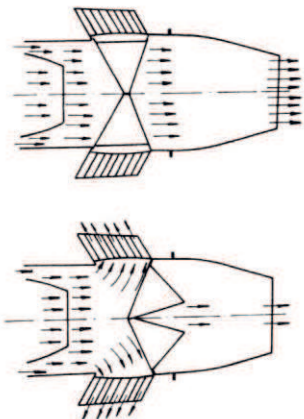
Obr. 83 Princip činnosti obraceče tahu [1]

Pro použití reverzačního ústrojí je požadováno:

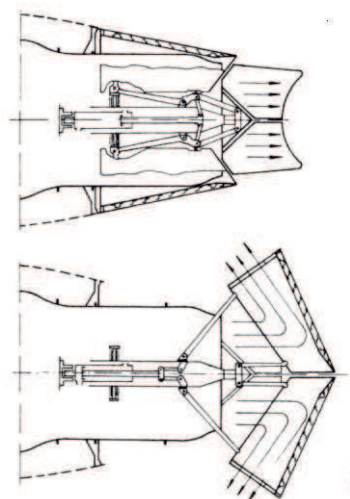
- minimální reverzní tah 40% tahu dopředného,
- malá hmotnost,
- jednoduchá konstrukce,
- nesmí ovlivnit kladný tah, není-li v činnosti,
- spolehlivost,
- nesmí být porušena stabilita letu,
- nesmí dojít k ohřívání horkými plyny jakékoliv části letounu,
- co nejrychlejší změna záporného tahu na kladný (do 2 vteřin),
- jednoduchá údržba. [1]

Obraceče tahu dělíme na typy:

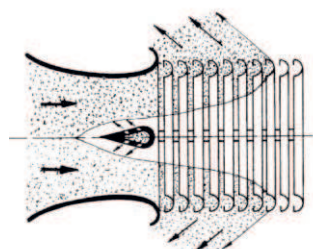
- mechanické – obraceče tahu mechanické umístěné před, nebo za výstupní trysku, nebo pomocí obracečů, které využívají natáčecí lopatky. U dvouproudových motorů dochází k obrácení pouze studeného proudu vzduchu. Mechanické obraceče tahu dále dělíme na typy:
 - mřížové,
 - dvířkové (mušlové).
- aerodynamické – obraceče tahu aeromechanické, které plyny v důsledku proudění jiných plynů navádí ze středního tělesa pohonné jednotky na profilované prstence, na kterých dochází k jejich obrácení [2]



Obr. 84 Mřížový obraceč tahu [1]



Obr. 85 Dvířkový (mušlový) obraceč tahu [1]



Obr. 86 Aerodynamický obraceč tahu [1]

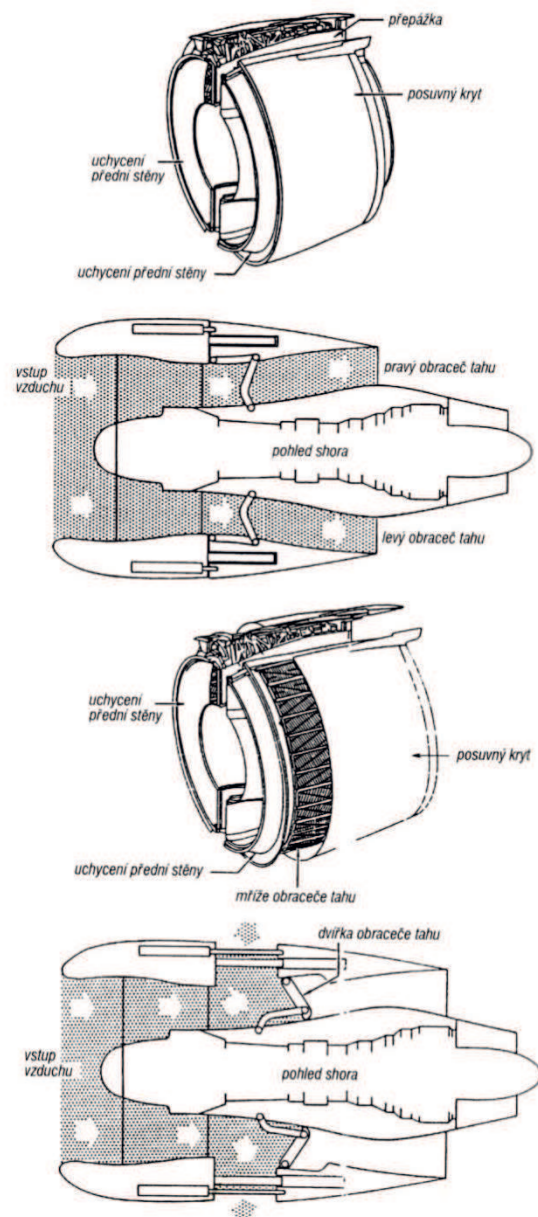
Zkouška reverzačního ústrojí testuje zejména odezvu na pohyb ovládací páky tahu a maximální zpětný tah vyvolaný motorem, který se musí shodovat s uvedenou hodnotou. Odezva k vytvoření maximálního zpětného tahu motoru se zapisuje vzhledem ke konkrétnímu režimu letu (maximální vzletový režim, cestovní, volnoběžný, atd.). [7]

Pro úspěšné absolvování testu musí být provedeny následující specifické zkoušky:

1. 150 cyklů při otáčkách motoru v rozsahu dopředného tahu motoru ne větším, než jaký bude dosažen na daném letounu během normálních podmínek při přistání za deklarovaných podmínek tahu při aktivaci maximálního zpětného tahu,
2. 25 cyklů při otáčkách motoru pro jmenovitý vzletový režim za deklarovaných podmínek tahu při maximálním zpětném tahu,
3. 1 cyklus za podmínek deklarovaného maximálního zpětného tahu při každých z deseti otáček motoru v rozsahu dopředného tahu. Tyto otáčky motoru jsou dány tak, že rozsah otáček pro dopředný tah je rozdělen na přibližně stejné přírůstky tahu motoru,
4. 1 cyklus za maximálních otáček na jmenovitém vzletovém režimu z každé z 15 úrovní otáček v předepsaném rozsahu reverzních režimů motoru. Tyto otáčky motoru jsou dány tak, že rozsah otáček reverzního tahu je rozdělen na přibližně stejné přírůstky tahu motoru,
5. Pokud je požadováno schválení obracečů tahu pro použití jak na zemi, tak i za letu, musí být provedeny zkoušky v délce minimálně 5 hodin jako část vytrvalostních zkoušek podle CS-E 740. Motor je testován v podmínkách maximálního zpětného tahu deklarovaného pro použití za letu. Tato zkouška je rozdělena do stejných časových úseků. Časové úseky nesmí být kratší, než maximální doba pro použití obraceče tahu za letu a musí obsahovat minimálně 30 zkoušek zpětného tahu. Tento test je realizován v průběhu testu vytrvalosti motoru,
6. Zkouška ústrojí pro vyvolání zpětného tahu motoru nemusí být realizovaná, pokud lze použít naměřené hodnoty z certifikovaného motoru s obdobným typem konstrukce vybaven stejným typem reverzačního ústrojí.

Další úkony spojené s touto zkouškou:

- změna polohy plynové páky z dané polohy do polohy maximálního zpětného tahu musí být kratší než 1 vteřina,
- změna polohy plynové páky z polohy maximálního zpětného tahu do polohy minimálního volnoběhu musí být kratší než 1 vteřina,
- v průběhu zkoušek podle CS-E 890 musí být zaznamenávány doby ukončení chodu motoru při každém plánovaném tahu. [7]



Obr. 87 Obraceč studeného proudu dvouproudového motoru [1]

Ústrojí pro vyvolání zpětného tahu není vždy použito pouze na zemi pro zkrácení brzdné dráhy letounu. U určitých letadel lze použít obrácení tahu motoru i při letu. Použití obrácení tahu motoru při letu je převážně pro zlepšení manévrovacích schopností letounu, nebo ke zvýšení rychlosti klesání letounu. Tyto vlastnosti jsou specifické především pro vojenské letouny. U dopravních letounů lze aktivovat zpětný tah až po dosednutí letounu na zem. [9]

4.29 Zkouška opakovaného spuštění motoru za letu (CS-E 910)

Výrobce proudového motoru musí doporučit obálku podmínek pro opakované spuštění motoru za letu. Toto musí prokázat vhodnými zkouškami nebo jinými průkazy. Obálka podmínek musí obsahovat všechny použitelné podmínky jako například rychlost letounu, nadmořskou výšku, otáčky při autorotaci, požadavky na použití spouštěče a také doporučený postup spouštění. [7]

4.30 Zkouška překročení teploty (CS-E 920)

Zkouška překročení teploty sleduje u motorů s možností 30 sekundovým, nebo 2 minutovým jmenovitým výkonem OEI teplotu plynů vstupující do turbíny. Při této zkoušce musí být motor po dobu minimálně 4 minut na maximálních otáčkách možných při provozu a zároveň teplota plynů vstupující do turbíny musí být vyšší o minimálně 19°C oproti mezní provozní teplotě po 30 sekundovém jmenovitém výkonu OEI. Motor po této zkoušce může vypovědět dílčí poškození díky převýšení teplotní meze vstupních plynů do turbíny. Díky tohoto testu lze také prokázat zachování integrity sestavy turbíny motoru. [7]

5 Závěr

Prvním cílem této práce bylo seznámení čtenáře s historií pohonných jednotek letounů během 1. a 2. světové války a krátce po ní. Jsou uvedeny i příklady letounů, které tyto motory využívaly. Jsou také popsány výhody a nevýhody rotačních, hvězdicových a řadových motorů. Kapitola pojednává i o limitních hodnotách pro letouny, jejichž tah je vyvolán pomocí rotující vrtule. Poslední část této kapitoly se zabývá historií proudových motorů.

Druhým cílem této práce bylo obeznámení čtenáře s vývojem pohonných jednotek aplikovaných v civilní letecké dopravě. Jsou zde rozděleny letecké motory a popsány druhy proudových a dvouproudových pohonných jednotek. Kapitola dále pojednává o historii proudové letecké dopravy ve státech, které se zabývaly vývojem těchto letounů.

Hlavním cílem bakalářské práce byl popis metod testování proudových motorů dle předpisu CS-E vydaný agenturou EASA. Pro tyto zkoušky jsem se rozhodl, neboť Česká Republika je členským státem Evropské unie a proto spadá pod agenturu EASA. Testování proudových motorů obsahuje 28 základních částí. Pokud má být motor použit pro civilní leteckou dopravu, musí vyhovět každé z těchto částí. Některé zkoušky jsou doplněny teoretickými poznatky včetně obrázků.

Letectví bylo během 20. století jednou z nejvíce vyvíjených technických odvětví. Pohonné jednotky zaznamenaly obrovský rozvoj převážně v oblasti proudových a dvouproudových motorů. V samotných počátcích letectví motory vykazovaly vysokou nespolehlivost, spotřebu a nízkou životnost. První motory měli životnost jen několik desítek hodin provozu. To vedlo k vysokému procentu vzniku poruchy pohonné jednotky i za letu, což mělo následek vysoké procento leteckých nehod. Jednou z prvních oficiálních dohod, které upravovaly civilní letectví, byla tzv. Chicagská úmluva. Úmluva o mezinárodním letectví byla sepsaná 7. prosince roku 1944. Úmluvu ratifikovalo 52 členských států OSN, mezi nimi bylo i Československo. Touto úmluvou byla ustavena Mezinárodní organizace pro civilní letectví (ICAO). Od této doby jsou veškeré testy prováděné na pohonných jednotkách sjednoceny a jsou vydávány jednotnou agenturou.

Historie vývoje testování proudových motorů není do založení agentury ICAO nijak specifikována. Testy proudových motorů probíhali individuálně dle výrobce, neboť před zavedením agentury ICAO se proudové motory v civilním letectví nepoužívali. Je nutno mít na paměti, že státní letadla (vojenská, policejní, celních) se podrobují jiným předpisům,

než letouny civilní. Jedinou platnou úmluvou té doby byla Varšavská úmluva podepsaná 12. října 1929. Ta ovšem sjednotila pouze pravidla o mezinárodní letecké přepravě a definovala odpovědnost leteckého dopravce za přepravní škodu. Předpisy vymezující testy proudových motorů jsou pravidelně doplňovány o nové metody zkoušek. Tyto metody často vznikají po reálné zkušenosti, která se udála při letu.

Díky použití nových technologií, materiálů, testů a přísnějším normám jsou dnešní motory účinnější, spolehlivější a bezpečnější pro provoz. Nové motory mají životnost i desítky tisíc hodin provozu a vykazují obrovskou spolehlivost a účinnost. Letectví je díky tomu nejbezpečnější dopravou vůbec. Zavedením modernějších technologií, by se dalo předpovídat, že počet nehod v letectví se bude limitně blížit nule.

Mnou vybrané téma nemá příliš bohatou literaturu, ale přesto jsem našel užitečné zdroje, které nebyly zavádějící a naopak byly věcné. Musel jsem tříbit informace, protože většina z nich sice o problému pojednávala, ale mým výzkumným otázkám nedokázaly zodpovědět fakticky, pouze teoreticky nebo spekulativně.

Závěrem bych chtěl říci, že pro mne měla tato bakalářská práce velký přínos, jelikož jsem si prohloubil teoretické znalosti z oblasti historie a testování proudových motorů.

6 Seznam použité literatury

[1] KOCÁB, František, ADAMEC, Josef. *Letadlové motory*. 1. vyd. Praha: KANT cz s.r.o. Knihkupectví a nakladatelství dopravní a odborné literatury, 2000, 176 s. ISBN: 80-902914-0-6

[2] ADAMEC, Josef, HANUS, Daniel, KOCÁB, Jindřich, MARŠÁLEK, Josef, TŘETINA, Karel. *Pohonná jednotka*. 1. vyd. Brno: Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., 2006, 268 s. ISBN: 80-7204-477-X

[3] DRAXLER, Karel, MARŠÁLEK, Josef. *Pohon*. 1. vyd. Brno: Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., 2005, 88 s. ISBN: 80-7204-368-4

[4] HANUS, Daniel, MARŠÁLEK, Josef. *Turbínový motor*. 1. vyd. Brno: Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., 2004, 208 s. ISBN: 80-7204-369-2

[5] NĚMEC, Vladimír. *Letecká legislativa*. 1. vyd. Brno: Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., 2006, 218 s. ISBN: 80-7204-366-8

[6] KOUSAL, Milan. *Spalovací turbíny*. 2. vyd. Praha: SNTL – Nakladatelství technické literatury, n. p., 1980, 624 s.

Internetové zdroje:

[7] EASA. *Certification specification*. [online]. 2016 [cit. 21. března 2016]. Dostupný z WWW: <http://www.easa.eu/>

[8] KUSSIOR, Zdeněk. *Letecké motory*. [online]. 2002 [cit. 21. března 2016]. Dostupný z WWW: <http://leteckemotory.cz/>

[9] STRIA, Radek. *Historie a současnost letectví*. [online]. 2004 [cit. 21. března 2016] Dostupný z WWW: <http://www.historieletectvi.xf.cz/>

[10] MUSIL, Lukáš. *Zahájení provozu proudových letadel*. [online]. 2015 [cit. 21. března 2016] Dostupný z WWW: <http://www.czechairliners.net/>

[11] CVRKAL, Milan. *Nástup proudové dopravy* [online]. 2015 [cit. 21. března 2016] Dostupný z WWW: <http://www.vztlak.net/>

Obrázkové zdroje:

[12] http://www.tpub.com/fireman/14104_files/image072.jpg

[13] http://www.daviddarling.info/images/Heinkel_178.jpg

[14] <https://jqmgrdyk.home.xs4all.nl/jetpower/german-jetpower-p4a.htm>

[15] <http://www.airwar.ru/image/idop/fighter/su11/su11-6.jpg>

[16] <http://www.thisdayinaviation.com/23-november-1946/>

[17] <http://www.aviation-history.com/engines/nene.html>

[18] https://cs.wikipedia.org/wiki/Proudov%C3%BD_motor

[19] <http://www.geaviation.com/company/aviation-history.html>

[20] <http://www.aviation-history.com/north-american/f86.html>

[21] http://www.airliners.net/aviation-forums/general_aviation/read.main/3394545/

[22] https://cs.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_R-4360

[23] https://en.wikipedia.org/wiki/De_Havilland_Comet

[24] <http://www.dh-aircraft.co.uk/aircraft/dh106/comet2/>

[25] http://www.aviationexplorer.com/douglas_dc-8_photos/Martinair_Holland_Douglas_DC-8-55.jpg

[26] <http://planes.axlegeeks.com/compare/439-458/Boeing-707-120-vs-Boeing-757-200>

[27] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Air_Seychelles_Boeing_707-320C_S7-4HM_ORY_1989-6-14.png

[28] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:KLM_Douglas_DC-8-30_Volpati-1.jpg

[29] http://sr692.com/fleet/21_cv880/cv880-icm2.jpg

[30] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Balair_Convair_CV-990_Coronado_Volpati-1.jpg

- [31] https://en.wikipedia.org/wiki/Tupolev_Tu-104#/media/File:Aeroflot_Tupolev_Tu-104B_at_Arlanda,_July_1972.jpg
- [32] https://sk.wikipedia.org/wiki/Tupolev_Tu-104#/media/File:CSA_Tupolev_Tu-104_Soderstrom-2.jpg
- [33] <https://www.flickr.com/photos/sdasmarchives/5961616245>
- [34] <http://www.al-airliners.be/s/swissair/srcar.jpg>
- [35] <https://jqmgrdyk.home.xs4all.nl/jetpower/DB-109-007.jpg>
- [36] http://www.mtu.de/fileadmin/_processed_/csm_V2500_Main_1fdefc79fb.jpg
- [37] <http://www.cfmaeroengines.com/img/engines/CFM56-3-engine.jpg>
- [38] https://www.pinterest.com/pin/229331806000161916/?from_navigate=true
- [39] <http://www.gereports.com/airbus-gets-1st-production-jet-engines-with-3d-printed-parts-from-cfm/>
- [40] <http://www.engineering.com/DesignerEdge/DesignerEdgeArticles/ArticleID/6488/Jet-engines-designed-for-damage-control.aspx>
- [41] <http://www.czechairliners.net/index.php/archiv-clanku-1/879-fotogalerie-nejzajimavejsi-testovaci-letadla.html>
- [42] <http://www.businessinsider.com/how-ge-tests-747-engines-in-frigid-weather-2013-4>
- [43] http://www.thephuketnews.com/photo/listing/2015/1420347919_1-org.jpg
- [44] http://media.tumblr.com/8dcd7753365de02a167d0c2cefa65d37/tumblr_inline_mk2ig4DCDo1qz4rgp.jpg
- [45] <http://www.telegraph.co.uk/travel/travelnews/8715560/How-could-a-bird-strike-bring-down-a-jet.html>
- [46] <http://www.rolls-royce.com/~media/Images/R/Rolls-Royce/content-images/image-gallery/large/customers/civil-aerospace/trent-1000/large-01fan-blade-off-testing-tcm92-58341.JPG>